Masterarbeit

Houssein Mahfouz

Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand

Fakultät Technik und Informatik

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Faculty of Engineering and Computer Science

Department of Automotive and Aeronautical Engineering

Houssein Mahfouz

Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Martin Wagner

Abgabedatum: 16.10.2023

DOI:
https://doi.org/10.5281/zenodo.15620524

URN:
https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-10-16.018
Associated URLs:
https://nbn-resolving.org/html/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-10-16.018

Any further request may be directed to:
Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
E-Mail see: http://www.ProfScholz.de

This work is part of:
Digital Library - Projects & Theses - Prof. Dr. Scholz
http://library.ProfScholz.de

Published by
Aircraft Design and Systems Group (AERO)
Department of Automotive and Aeronautical Engineering
Hamburg University of Applied Science

This report is deposited and archived:

- Deutsche Nationalbiliothek (http://www.dnb.de)
- ZENODO (https://zenodo.org/communities/digitallibrary)
- Internet Archive (http://archive.org),
  item: https://archive.org/details/TextMahfouzMaster.pdf

This report has associated published data in Harvard Dataverse:
https://doi.org/10.7910/DVN/9OVFDO

Name des Studierenden
Houssein Mahfouz

Thema der Masterarbeit
Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand

Stichworte (GND)
Luftfahrt, Flugzeug, Verkehrsflugzeug, Flügel, Entwurf, Optimierung, Masse, Luftwiderstand, Wellenwiderstand, Kraftstoffverbrauch, Iteration, Airbus, Airbus A320, Spannweite, EXCEL, Boeing, Kohlendioxidemission, Berechnung, [Nullwiderstand, Induzierter Widerstand, Abflugmasse, Flugzeugentwurf, Schneeballfaktor, DOC, Flügelstrebe, X-66A, Emissionen, Umweltwirkung]

Kurzreferat

Zweck – Optimierung der Parameter des Flügels eines Strahlverkehrsflugzeuges mit Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf zur Flügelmasse und zum Luftwiderstand in einer Tabellenkalkulation (Excel) und mit deren Optimierer (Solver).
Methodik – Die Flügelmasse wird mit der Gleichung von Torenbeek (mit und ohne Flügelstrebe) und alternativ mit einer Gleichung aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) berechnet. Der Luftwiderstand wird aufgeteilt in Nullwiderstand, Induzierten Widerstand und Wellenwiderstand. Die jeweiligen Methoden zur Berechnung dieser Einzelwiderstände werden den Vorlesungen von Scholz entnommen. Der Flugzeugentwurf wird vereinfacht ohne die vielen hierarchisch gegliederten Iterationen abgebildet. Stattdessen wird für diesen einfachen Flügelentwurf nur eine Iteration genutzt. Es werden Vorgehensweisen mit Schneeballfaktor (Mass Growth Factor), mit den 1. Hauptsatz des Flugzeugentwurfs und mit beiden Vorgehensweisen kombiniert untersucht. Minimiert wird einerseits der Widerstand (Kraftstoffverbrauch) und andererseits die Abflugmasse, die als Proxy der Direct Operating Costs (DOC) angesehen werden kann.
Ergebnisse – Der einfache Ansatz zum Multidisciplinary Design Optimization (MDO) wird als Tabellenkalkulation „Wing-MDO" zur Verfügung gestellt. Im Vergleich mit dem vollständigen Flugzeugentwurfs- und -optimierungsprogramm „Optimization in Preliminary Aircraft Design" (OPerA) konnten die Ergebnisse aus dem einfacheren „Wing-MDO" bestätigt oder darauf geeicht werden. Ein weiterer Vergleich ergab sich aus der Literaturrecherche. Für ein Flugzeug mit Parametern ähnlich dem Airbus A320 ergibt sich eine optimale Spannweite bei Minimierung des Widerstands von 42,52 m (-23,94 %) ohne Flügelstrebe und von 53,09 m (-24,50 %) mit Verwendung einer Flügelstrebe und bei Minimierung der Abflugmasse eine optimale Spannweite von 36,65 m (-8,76 %) bzw. von 44,20 m (-13,31 %). Die sich ergebenden Änderungen vom Widerstand bzw. von der Abflugmasse sind in Klammern angegeben.
Bedeutung für die Praxis – Mit „Wing-MDO" steht ein einfaches und benutzerfreundliches Werkzeug in Excel zur Optimierung von grundlegenden Flügelparametern zur Verfügung.
Soziale Bedeutung – Die Optimierung eines Flugzeugs beginnt klassischerweise am Flügel. Dies ist aktuell auch beim neuen Projekt Boeing X-66A zu sehen. Die vorliegende

Arbeit dient zur Einordnung derartiger Vorschläge und zeigt, dass Flügel hoher Spannweite (und Streckung) den Kraftstoffverbrauch und damit die CO_2-Emissionen und die Umweltwirkung deutlich senken können. Einfache Berechnungen dazu ermöglichen den öffentlichen Diskurs.

Originalität – Fachdisziplinen haben die Auswirkung ihrer Untersuchungen auf Flugzeugebene dargestellt, ohne dabei die Iterationen (Schneeballeffekte) des Flugzeugentwurfs zu berücksichtigen. Es konnte am Beispiel des Flügels aufgezeigt werden, wie Einzeleffekte zu Masse und Widerstand einfach aber korrekt auf die Flugzeugebene übertragen werden können.

Name of student
Houssein Mahfouz

Title of the report
Simple Wing Design Optimized for Mass and Drag

Keywords (LCSH)
Aviation, Airplanes, Airplanes--Wings, Design, Mathematical optimization, Masses, Drag (Aerodynamics), , Airplanes--Fuel consumption, Iterative methods (Mathematics), Airbus Industrie, Airbus A320 (Jet transport), Electronic spreadsheets, Microsoft Excel, Boeing Company, Carbon dioxide, Aircraft exhaust emissions, Aircraft drafting--Design and construction, Environmental impact analysis, [Aircraft, Zero-Lift drag, Induced Drag, Wave Drag, Wing Span, Take-off mass, Aircraft design, Snowball factor, DOC, Wing span, X-66A, Emissions]

Abstract

Purpose – To optimize the parameters of the wing of a jet transport aircraft with equations from the aircraft design on wing mass and drag in a spreadsheet (Excel) and with its optimizer (Solver).
Methodology – The wing mass is calculated using Torenbeek's equation (with and without wing strut) and alternatively using an equation from the Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH). Drag is divided into zero-lift drag, induced drag, and wave drag. The respective methods for calculating these drag elements are taken from Scholz's lecture notes. The aircraft design is mapped in a simplified way without the many hierarchically structured iterations. Instead, this simple wing design uses only one iteration. Procedures with snowball effect (Mass Growth Factor), with the 1st law of aircraft design and with both procedures combined are examined. On the one hand, the drag (fuel consumption) is minimized and, on the other hand, the take-off mass, which can be seen as a proxy for Direct Operating Costs (DOC).
Findings – The simple approach to Multidisciplinary Design Optimization (MDO) is provided as a spreadsheet "Wing-MDO". In comparison with the complete aircraft design and optimization program "Optimization in Preliminary Aircraft Design" (OPerA), the results from the simpler "Wing-MDO" could be confirmed or calibrated to it. A further comparison resulted from the literature review. For an aircraft with parameters like the Airbus A320, an optimal wingspan is obtained by minimizing the drag of 42.52 m (-23.94 %) without a wing brace and 53.09 m (-24.50 %) using a wing brace and minimizing the take-off mass an optimal wingspan of 36.65 m (-8.76 %) or 44.20 m (-13.31 %). The resulting changes in drag or take-off mass are given in parentheses.
Practical Implications – "Wing-MDO" is offered to the community as a simple and user-friendly tool in Excel for optimizing basic wing parameters.
Social Implications – The optimization of an aircraft traditionally starts with the wing. This can currently also be seen in the new Boeing X-66A project. The present thesis serves to classify such proposals and shows that wings with a high span (and aspect ratio) can significantly reduce fuel consumption and thus CO2 emissions and environmental impact. Presented simple calculations make public discourse possible.

Originality – Disciplines have presented the impact of their investigations at aircraft level, without considering the iterations (snowball effects) of aircraft design. Using the example of the wing, it could be shown how individual effects on mass and drag can be transferred simply but correctly to the aircraft level.

DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Einfacher Flügelentwurf optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand

Aufgabenstellung für eine *Masterarbeit*

Hintergrund

Eine klassische Aufgabe der Optimierung im Flugzeugentwurfs besteht darin, optimale Flügelparameter zu finden. Bekanntlich führt eine aerodynamisch optimale Form (der elliptische Flügel) zu einem eher schweren Flügel, der dann mehr Gewicht tragen und mehr Auftrieb produzieren muss und daher absolut gesehen mehr induzierten Widerstand verursacht und letztlich mehr Gesamtwiderstand. Aus diesem Grund ist der "optimale" Flügelgrundriss ein Kompromiss. Es sind zwei Disziplinen gekoppelt: Aerodynamik und Struktur (einschließlich der Massenschätzung). Letztlich geht es aber immer um Geld, also nicht nur um minimalen Gesamtwiderstand und minimale Kraftstoffkosten, sondern um minimale Gesamtkosten. So kommt als dritte Disziplin die Ökonomie hinzu. Dies wird als Multidisciplinary Design Optimization (MDO) bezeichnet. In der Wissenschaft werden dann beim MDO zunächst CFD- und FEM-Programme gekoppelt. Einfacher kann vorgegangen werden, wenn statt der Numerik lediglich Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf gekoppelt werden. Das Ergebnis so einer einfachen Betrachtung kann für einen Flügelentwurf schnell ein erstes Ergebnis liefern. So kann MDO an einem einfachen Beispiel erklärt werden. Es kann das Verständnis der Teilnehmer in einer Vorlesung "Flugzeugentwurf" fördern. Hier sind die einfachen Bestandteile für ein "Wing-MDO": Für den Flügel werden Nullauftriebswiderstand, Wellenwiderstand, induzierter Widerstand und Flügelmasse abgeschätzt. Zu minimieren ist die Zielfunktion, primär ist das der Widerstand, denn damit wird auch der Energieverbrauch des Flugzeugs minimiert. Generell kann auch die Abflugmasse als Zielfunktion genutzt werden, die eine Ersatzgröße (Proxy) für die direkten Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) sein kann.

Aufgabe

Für die Optimierung der Parameter des Flügels eines Strahlverkehrsflugzeuges sollen Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf in einer Tabellenkalkulation (Excel) kombiniert werden. Als Optimierer kann der Solver von Excel verwendet werden. Die Aufgabe besteht aus folgenden Teilschritten:

- Durchführen einer Literaturrecherche zum MDO von Flügeln.
- Aufbauen des "Flügel-MDO" in Excel.
- Durchführen von Parametervariationen, um die klassischen Kompromisse beim Flügelentwurf aufzuzeigen.
- Ermitteln von optimalen Flügelparametern bei unterschiedlichen Zielfunktionen mit dem Solver von Excel.
- Vergleichen dieser einfachen Flügeloptimierung mit der Optimierung von Flügelparametern im Kontext des gesamten Flugzeugentwurfs. Genutzt wird dazu das bereits vorhandene Optimierungsprogramm zum Flugzeugentwurf "Optimization in Preliminary Aircraft Design" (OPerA).
- Diskutieren der eigenen Ergebnisse im Vergleich mit den Ergebnissen aus OPerA und mit Ergebnissen aus der Literaturrecherche.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung technisch-wissenschaftlicher Berichte zu beachten.

Inhalt

Verzeichnis der Bilder

Verzeichnis der Tabellen

Liste der Symbole

A	Flügelstreckung
A_{wave}	Konstant zur Berechnung des Wellenwiderstands des Flügels
B_S	Reichweitenfaktor für Jets
B_{wave}	Konstant zur Berechnung des Wellenwiderstands des Flügels
b	Spannweite
b_{ref}	Referenzspannweite
b_s	strukturelle Spannweite
b_s/t_r	Cantilever-Verhältnis
C_D	Widerstandsbeiwert
C_{D0}	Nullwiderstand
$C_{D0,std}$	Standard-Nullwiderstand
$C_{D0,W}$	Nullwiderstand des Flügels
$C_{D0,W,std}$	Standard-Nullwiderstand des Flügels
$C_{D,i}$	induzierter Widerstand
C_{DOC}	direkte Betriebskosten
C_f	Reibungswiderstandsbeiwert
$C_{f,W}$	Reibungswiderstandsbeiwert des Flügels
C_L	Auftriebsbeiwert
$C_{L,md}$	Auftriebsbeiwert bei minimalem Widerstand
c_T	schubspezifischer Kraftstoffverbrauch
D	Widerstand
d_F	äquivalenter Rumpfdurchmesser
e	Oswald-Faktor
FF	Formfaktor
FF_W	Formfaktor des Flügels
g	Erdbeschleunigung
H	Flughöhe
$k_{e,M}$	Korrekturfaktor für die Kompressibilitätseffekte auf den induzierten Widerstand
$k_{laminar}$	Anteil laminarer Strömung
k_{MG}	Schneeballfaktor (Mass Growth Factor)
$k_{k,MG}$	Abminderungsfaktor
$k_{t/c}$	Verhältnis der relativen Flügelstärke, Wurzel über Spitze
L/D	Gleitzahl
M	Flugmachzahl
M_{crit}	kritische Machzahl
M_{DD}	Machzahl des Widerstandsanstiegs
M_{ff}	mission fuel fraction
m_F	Kraftstoffmasse

m_{MPL}	maximale Nutzlast
m_{MTO}	maximale Startmasse (Abflugmasse)
$\frac{m_{MTO}}{S_W}$	Flächenbelastung
m_{MZF}	maximale Leertankmasse
m_{OE}	Betriebsmasse
m_W	Flügelmasse
$\frac{m_{i+1}}{m_i}$	Masseverhältnisse (mission segment mass fraction)
n_{ult}	Bruchlastfaktor
P	viskoser Anteil des induzierten Widerstandskoeffizienten
Q	nicht-viskoser Anteil des induzierten Widerstandskoeffizienten / Interferenzfaktor
Q_W	Interferenzfaktor des Flügels
S_{ref}	Referenzfläche
S_W	Flügelfläche
S_{wet}	benetzte Fläche
$S_{wet,W}$	benetzte Fläche des Flügels
s_{CR}	im Reiseflug zurückgelegte Flugstrecke
t/c	relative Profildicke
$\left({}^{t}/_{c}\right)_k$	relative Profildicke am Flügelknick
$\left({}^{t}/_{c}\right)_r$	relative Profildicke der Flügelwurzel
$\left({}^{t}/_{c}\right)_{rep}$	repräsentative, relative Profildicke des Flügelprofils
$\left({}^{t}/_{c}\right)_t$	relative Profildicke der Flügelspitze
V	Reisegeschwindigkeit
x_t	Dickenrücklage

Griechische Symbole

$\Delta C_{D,W}$	Wellenwiderstand des Flügels
$\Delta C_{D,W,std}$	Standard-Wellenwiderstand des Flügels
φ_{25}	Pfeilung der 25 %-Linie
λ	Zuspitzung

Indizes

1	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Motorstart und Warmlauf (Engine Start and Warmup)
2	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Rollen (Taxi)
3	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Start (Take-Off)
4	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Steigflug und Beschleunigung (Climb and Accelerate)

5	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Reiseflug (Cruise)
6	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Wartung (Loiter)
7	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Sinkflug (Descent)
8	Zustand (z.B. Masse) am Anfang von Landung und Rollen und Abstellen der Triebwerke (Landing and Taxi and Shutdown)
9	Zustand (z.B. Masse) am Ende von Abstellen der Triebwerke (Shutdown)
c	Indexvariable für Flugzeugkomponenten (c = 1, 2, ..., n)
$given$	gegeben
i	Anzahl der Iterationsschritte / Nummer der Flugphase
min	Minimum
n	Gesamtanzahl der Flugzeughauptbaugruppen
new	Neu

Liste der Abkürzungen

A	Airbus
B	Boeing
CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics (Computergestützte Strömungsmechanik)
DOC	Direct Operating Costs (direkte Betriebskosten)
FD	Finite Differenzen
FEM	Finite-Elemente-Methode
GRG	Generalized Reduced Gradient
ICAO	International Civil Aviation Organization
IDF	Individual Discipline Feasible
LTH	Luftfahrttechnisches Handbuch
MDF	Multidisciplinary Feasible
MDO	Multidisciplinary Design Optimization (Multidisziplinäre Designoptimierung)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OPerA	Optimization in Preliminary Aircraft Design
PreSTo	Aircraft Preliminary Sizing Tool
SAS	Simple Aircraft Sizing and Optimization
SFC	Specific Fuel Consumption (spezifischer Kraftstoffverbrauch)
SU2	Stanford University Unstructured
URL	Universal Resource Locator
VBA	Visual Basic for Applications

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Betriebsleermasse (Operating Weight)
„The weight of an aircraft equipped for flight. Normally comprises the 'basic weight' plus those variable items which remain substantially constant for the type of mission. These include oil, crew, crew´s baggage, steward´s equipment and emergency and extra equipment that may be carried. Also called operating weight empty." (AGARD 1980, S.304)

Flächenbelastung (Wing Loading)
„Gross weight divided by gross wing area." (AGARD 1980, S.481)

Induzierter Widerstand (Induced Drag or Vortex Drag)
„Drag arising from the formation of trailing vortices. Also called 'induced drag." (AGARD 1980, S.234 und S.472)

Maximale Leertankmasse (Maximum Zero Fuel Weight)
„The weight of the aircraft above which all weight must be in fuel or load in the wing." (AGARD 1980, S.278)

Maximale Nutzlast (Maximum Payload)
„Maximum payload is the difference between maximum zero-fuel weight and operational empty weight (OEW)." (Wikipedia 2023a)

Maximale Startmasse (Maximum Take-Off Weight)
„The maximum weight at which an aircraft is permitted, by design or operational limitations, to take off." (AGARD 1980, S.278)

Nullwiderstand
„Der Null[auftriebs]widerstand … ist der Widerstand eines Flügelprofils gegen die Strömung, ohne dass Auftrieb oder Abtrieb entsteht. Er ist abhängig von der aerodynamisch wirksamen Wölbung und weniger von der Profildicke. Bei nicht gewölbten (symmetrischen) oder gewissen S-Schlagprofilen ist der Nullauftriebswiderstand identisch mit dem Minimalwiderstand. Der Nullauftriebswiderstand bestimmt also stark den minimalen Gesamtwiderstand und damit die Höchstgeschwindigkeit eines Flügelprofils." (Wikipedia 2023b)

Nutzlast (Payload)
„That part of the useful load from which revenue is derived (i.e., passengers, mail and freight)." (AGARD 1980, S.312)

Schneeballeffekt (Snowball Effect)
„In aerospace engineering, it [the snowball effect] is used to describe the multiplication effect in an original weight saving. A reduction in the weight of the fuselage will require less lift,

meaning the wings can be smaller. Hence less thrust is required and therefore smaller engines, resulting in a greater weight saving than the original reduction. This iteration can be repeated several times, although the decrease in weight gives diminishing returns.” (Wikipedia 2023c)

Schneeballfaktor (Mass Growth Factor)
Der Schneeballfaktor im Flugzeugdesign beschreibt das Verhältnis zwischen der Zunahme der Gesamtmasse eines Flugzeugs (Startmasse) und der Zunahme der lokalen Masse (Leermasse) während des Designprozesses, um die ursprünglichen Leistungsanforderungen wie Nutzlast und Reichweite zu erfüllen. Er dient als Maß für die Intensität der Zunahme der Gesamtmasse aufgrund von Designänderungen. Dieser Anstieg wird häufig als Schneeball Effekt bezeichnet, da jede Erhöhung der lokalen Masse zu weiteren Anstiegen der Gesamtmasse führt. Es ist wichtig, den Schneeballfaktor im Flugzeugdesign zu berücksichtigen, um genaue Massenschätzungen zu erhalten und eine effiziente Konstruktion zu gewährleisten (Scholz 2020).

Wellenwiderstand (Wave Drag)
„Drag arising from the formation of shock waves.” (AGARD 1980, S.476)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Der Flügel eines Flugzeugs spielt eine entscheidende Rolle in Bezug auf seine Leistungsfähigkeit und Effizienz. Die zentrale Herausforderung besteht darin, ein Flügeldesign zu finden, das sowohl das erforderliche Gewicht des Flugzeugs tragen kann als auch ausreichenden Auftrieb erzeugt, was in der Luftfahrtindustrie von enormer Bedeutung ist. Die Suche nach dem optimalen Flügeldesign stellt somit einen Kompromiss dar, bei dem zwei Disziplinen eng miteinander verknüpft sind: Aerodynamik und Struktur.

Letztendlich steht jedoch stets der finanzielle Aspekt im Vordergrund, sodass es nicht nur um die Reduzierung des Gesamtwiderstands und der Treibstoffkosten geht. Vielmehr zielt man darauf ab, die Gesamtkosten zu senken. Dies führt zur Einbindung der Ökonomie als dritte Disziplin.

Um diese Disziplinen – Aerodynamik, Struktur und Ökonomie – miteinander zu integrieren, wird die Methode der Multidisziplinären Designoptimierung (MDO) eingesetzt. Traditionell werden für MDO numerische Methoden wie die Kombination von Computational Fluid Dynamics (CFD) und der Finite-Elemente-Methode (FEM) angewendet. Allerdings besteht die Möglichkeit, einen einfacheren Ansatz zu verfolgen, indem Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf genutzt werden, um den Optimierungsprozess mithilfe einer Tabellenkalkulation zu modellieren. Dieser Ansatz verspricht eine schnellere und weniger rechenintensive Optimierung und könnte somit als effektive Alternative zu komplexen numerischen Methoden dienen.

Diese Masterarbeit bietet die Gelegenheit, einen einfacheren Ansatz zur Optimierung der Parameter des Flügels eines Strahlverkehrsflugzeuges genauer zu untersuchen. Durch die Abschätzung verschiedener Parameter und die Definition einer Zielfunktion, die hauptsächlich auf die Reduzierung des Widerstands abzielt, kann der Energieverbrauch des Flugzeugs verringert werden. Zusätzlich kann die Abflugmasse als Zielfunktion dienen, die als Ersatzgröße (Proxy) für die direkten Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) fungiert.

Insgesamt soll diese Masterarbeit einen wichtigen Beitrag zum Verständnis der Flügeloptimierung im Flugzeugentwurf leisten und eine wertvolle Grundlage für zukünftige Forschungen und Lehrveranstaltungen in diesem Bereich bieten.

1.2 Begriffsdefinitionen

Entwurf (Design)
„A design is a concept of either an object, a process, or a system that is specific and, in most cases, detailed. Design refers to something that is or has been intentionally created by a thinking agent, though it is sometimes used to refer to the nature of something. The verb to design expresses the process of developing a design…The design usually has to satisfy certain goals and constraints; may take into account aesthetic, functional, economic, or socio-political considerations; and is expected to interact with a certain environment…" (Wikipedia 2023d)

Flügel (Wing)
„A main supporting surface of an aircraft. This may be divided into inner, outer and wingtip sections." (AGARD 1980, S.481)

Masse (Mass)
„Mass is an intrinsic property of a body. It was traditionally believed to be related to the quantity of matter in a physical body, until the discovery of the atom and particle physics. It was found that different atoms and different elementary particles, theoretically with the same amount of matter, have nonetheless different masses. Mass in modern physics has multiple definitions which are conceptually distinct, but physically equivalent. Mass can be experimentally defined as a measure of the body's inertia, meaning the resistance to acceleration (change of velocity) when a net force is applied. The object's mass also determines the strength of its gravitational attraction to other bodies." (Wikipedia 2023e)

Optimierung
„Die Optimierung besitzt große Bedeutung in Technik, Natur- und Wirtschaftswissenschaften, wenn es um maximale Ergebnisse geht, die mit minimalem Aufwand erreicht werden sollen (Maximalprinzip, Minimalprinzip). Optimierung ist sowohl die Theorie zur Lösung von Problemen, bei denen für eine Zielfunktion ein globaler Extrempunkt gesucht wird als auch die Entwicklung und praktische Umsetzung von Lösungsverfahren. Das Optimierungsziel kann eine Maximierung oder Minimierung beinhalten. In der Mathematik gibt es die Optimierung, die versucht, optimale Parameter eines – meist komplexen – Systems zu finden. Die lineare Optimierung der Mathematik befasst sich unter anderem mit dem Optimierungsproblem des Transportproblems. " (Wikipedia 2023f)

Widerstand (Drag)
„The component of the total aerodynamic force in the direction of the undisturbed relative airflow. In powered flight, contributions to this component arising from thrust are excluded." (AGARD 1980, S.143)

1.3 Ziel der Arbeit

Ziel dieser Arbeit besteht darin, ein fundiertes Verständnis für die multidisziplinäre Designoptimierung im Flugzeugentwurf zu entwickeln. Dabei sollen Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf berücksichtigt werden, die verschiedene Parameter wie den Nullauftriebswiderstand, den Wellenwiderstand, den induzierten Widerstand und die Flügelmasse erfassen. Diese Gleichungen werden in einer Tabellenkalkulation (Excel) kombiniert, um Wing-MDO zu modellieren.

Folgende Forschungsfrage soll beantwortet werden: Ist es möglich, praxisgerechte, optimale Flügelparameter zu erhalten, wenn statt der numerischen Methoden (CFD und FEM) nur die oben genannten Gleichungen zur Anwendung kommen und der Flugzeugentwurf lediglich durch einen Schneeballfaktor (Mass Growth Factor) berücksichtigt wird?

Weiterhin soll die Optimierung lediglich mit dem Excel-Solver durchgeführt werden. Dabei soll ermittelt werden, welche Zielfunktionen zu Ergebnissen führen.

Das zu erstellende Programm Wing-MDO soll im Rahmen dieser Arbeit mit dem bereits bestehenden Flugzeugentwurfsprogramm (OPerA) verglichen werden. OPerA berücksichtigt den gesamten Flugzeugentwurf und nutzt zusätzlich zum Excel-Solver einen genetischen Algorithmus zur Optimierung im Flugzeugentwurf. Eine Literaturrecherche rundet den Vergleich ab.

1.4 Literaturübersicht

Für die Erstellung dieser Masterarbeit wurde eine Vielzahl von Quellen herangezogen, um ein umfassendes Verständnis des Themas zu gewährleisten. Diese Quellen umfassen sowohl Lehrbücher als auch Vorlesungsskripte sowie wissenschaftliche Arbeiten. Diese breite Auswahl an Ressourcen trägt dazu bei, ein solides Fundament für die vorliegende Arbeit zu schaffen.

Die Grundlagen beziehen sich auf das Vorlesungsskript „Flugzeugentwurf“ von Scholz 2005, das Vorlesungsskript „Aircraft Design“ von Scholz 2015, die Projektarbeit „Understanding the Aircraft Mass Growth and Reduction Factor“ von Scholz 2020, das Dokument „Drag Estimation“ von Scholz 2022, das Paper „Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters“ von Nita 2012, das Buch „Synthesis of Subsonic Airplane Design“ von Torenbeek 1982 sowie das Luftfahrttechnische Handbuch von Dorbath 2013.

Die Literaturrecherche stützt sich auf das Paper „Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures“ von Martins 2013, den Abschlussbericht „MAEFISTO - Multidisciplinary Aircraft Design in the Industrial Environment“ von Scholz 1997, die Masterarbeit „Wing Aerostructural Optimization Using the Individual Discipline Feasible Architecture“ von Hoogervorst 2015 sowie den Forschungsbericht „Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität“ von Wunderlich 2013.

Die Beschreibung von OPerA basiert auf der Doktorarbeit von Nita 2013 mit dem Titel „Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization“.

Zusätzlich zu den bereits erwähnten Quellen wurden für diese Arbeit auch das Projekt „NASA Issues Award for Greener, More Fuel-Efficient Airliner of the Future“ von Bardan 2023 sowie der Artikel „Boeing und NASA wollen 'Sustainable Flight Demonstrator' bis 2030 in die Luft bringen“ von Sebayang 2023 herangezogen. Weitere Quellen werden nur einmal verwendet und werden an dieser Stelle nicht weiter aufgeführt, finden sich jedoch im Literaturverzeichnis.

1.5 Aufbau der Arbeit

Wie der Aufgabenstellung zu entnehmen ist, handelt es sich bei dieser Masterarbeit um ein Thema aus dem Bereich der Flugzeugentwurf. Zur inhaltlichen Verdeutlichung wurde die Masterarbeit in folgende Abschnitte gegliedert:

Abschnitt 1 enthält die Einleitung.

Abschnitt 2 erläutert die Grundlagen. Dazu zählen die Flügelauslegung, der Nullwiderstand, der Wellenwiderstand und der induzierte Widerstand. Des Weiteren wird die Flügelmasse behandelt, wobei zwei verschiedene Methoden, die Torenbeek-Methode und die LTH-Methode, betrachtet werden.

Abschnitt 3 führt eine Literaturrecherche zum Thema Multidisziplinäre Designoptimierung (MDO) von Flügeln durch.

Abschnitt 4 befasst sich mit der Optimierung des Flügelentwurfs mithilfe von Wing-MDO. Hierbei wird Wing-MDO ausführlich beschrieben, gefolgt von der Validierung der Methode, um ihre Genauigkeit sicherzustellen. Anschließend werden verschiedene Parametervariationen ana-

lysiert und die erzielten Optimierungsergebnisse ausführlich präsentiert. Abschließend erfolgt ein Vergleich zwischen einem freitragenden und einem abgestützten Flügel.

Abschnitt 5 befasst sich mit der Optimierung des Flügelentwurfs mithilfe von OPerA. Hierbei wird das OPerA-Tool kurz erläutert. Anschließend werden verschiedene Parametervariationen analysiert und die erzielten Optimierungsergebnisse präsentiert.

Abschnitt 6 stellt den Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO und OPerA dar.

Abschnitt 7 dient dem Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO mit den Erkenntnissen aus einer Literaturrecherche.

Abschnitt 8 beleuchtet die Effizienz eines Flügels hoher Spannweite für die nächste Flugzeuggeneration.

Abschnitt 9 fasst das ganze Thema zusammen und gibt einen Ausblick.

Anhang A enthält die Flugzeugdaten der A320-200.

Anhang B enthält Datentabellen von Parametervariationen für freitragende und abgestützte Flügel.

Wing-MDO ist als Excel-Tabelle abgelegt in Harvard Dataverse:
https://doi.org/10.7910/DVN/9OVFDO

2 Grundlagen

2.1 Flügelauslegung

Die Flügelauslegung ist ein entscheidender Faktor für die Leistung von Flugzeugen. Die Parameter des Flügels, einschließlich der Profilgeometrie, spielen eine wichtige Rolle bei der Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften und damit der Flugleistung.

Die Profilgeometrie beschreibt die Form des Flügelquerschnitts und umfasst verschiedene Parameter wie Profiltiefe, Profildicke, Wölbung, Dickenrücklage, Wölbungsrücklage, Nasenradius, Hinterkantenwinkel, Profilsehne, Vorderkante und Hinterkante (Scholz 2015).

Bild 2.1 veranschaulicht die Profilgeometrie.

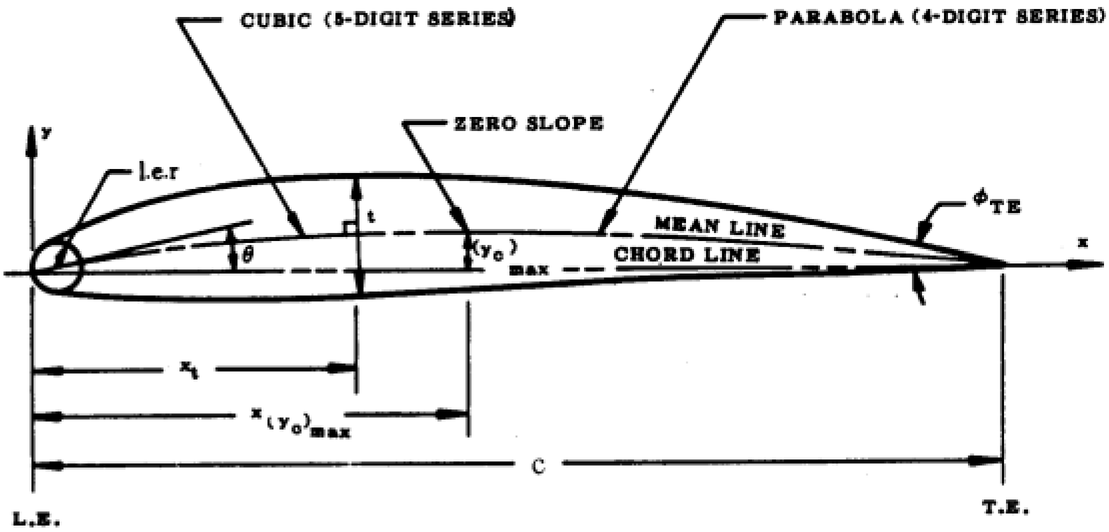


Bild 2.1 Schematische Darstellung der Profilgeometrie (DATCOM 1978 nach Scholz 2015)

2.2 Nullwiderstand

Die Berechnung des Nullwiderstands basiert auf den einzelnen Widerständen der Flugzeughauptbaugruppen gemäß Scholz 2015. Der Nullwiderstand einer Hauptbaugruppe kann durch die Kombination mehrerer Faktoren bestimmt werden. Diese Faktoren umfassen den Reibungswiderstandsbeiwert C_f, den Formfaktor FF, der den Formwiderstand der Hauptbaugruppe berücksichtigt, den Interferenzfaktor Q, der den Interferenzwiderstand abbildet, sowie den Faktor S_{wet}/S_{ref}, der den Widerstandsbeiwert der Hauptbaugruppe auf die Referenzfläche des Flügels bezieht.

Der Nullwiderstand kann mithilfe der folgenden Formel berechnet werden

$$C_{D0} = \sum_{c=1}^{n} C_{f,c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot \frac{S_{wet,c}}{S_{ref}} \quad . \tag{2.1}$$

Die vorliegende Arbeit konzentriert sich auf den Flügelentwurf und betrachtet daher den Flügel als einzige Hauptbaugruppe. Dennoch ist es wichtig, den Interferenzfaktor zu beachten, da Interferenzen hauptsächlich in Verbindung mit dem Rumpf bei konventionellen Flugzeugentwürfen auftreten. Der Nullwiderstand $C_{D0,W}$ für den Flügel kann wie folgt ausgedrückt werden

$$C_{D0,W} = C_{f,W} \cdot FF_W \cdot Q_W \cdot \frac{S_{wet,W}}{S_{ref}} \quad . \tag{2.2}$$

2.3 Wellenwiderstand

Die Berechnung des Wellenwiderstands $\Delta C_{D,W}$ eines Flügels basiert auf der Anwendung einer Approximation der sogenannten Shevell-Kurve, welche in Bild 2.2 dargestellt wird. Diese Approximation wird gemäß Scholz 2022 durch die folgende Gleichung ausgedrückt

$$\Delta C_{D,W} = A_{wave} \cdot \tan\left(B_{wave} \cdot \left(\frac{M}{M_{crit}}\right) - B_{wave}\right) \cdot cos^3(\varphi_{25}) \quad . \tag{2.3}$$

Dabei sind die Konstanten A_{wave} und B_{wave} von Flugzeugmodell zu Flugzeugmodell unterschiedlich und können aus Tabelle 2.1 oder Tabelle 2.2 abgelesen werden. Die Flugmachzahl wird mit M bezeichnet, während M_{crit} die kritische Machzahl darstellt, die mithilfe von Tabelle 2.3 entnommen oder durch (2.4) ermittelt werden kann. Die Pfeilung der 25 %-Linie wird als φ_{25} bezeichnet.

Es ist zu beachten, dass (2.3) nur gültig ist, wenn die Flugmachzahl M kleiner als

$$M_{crit}\left(1 + \frac{\pi}{2B_{wave}}\right)$$

ist.

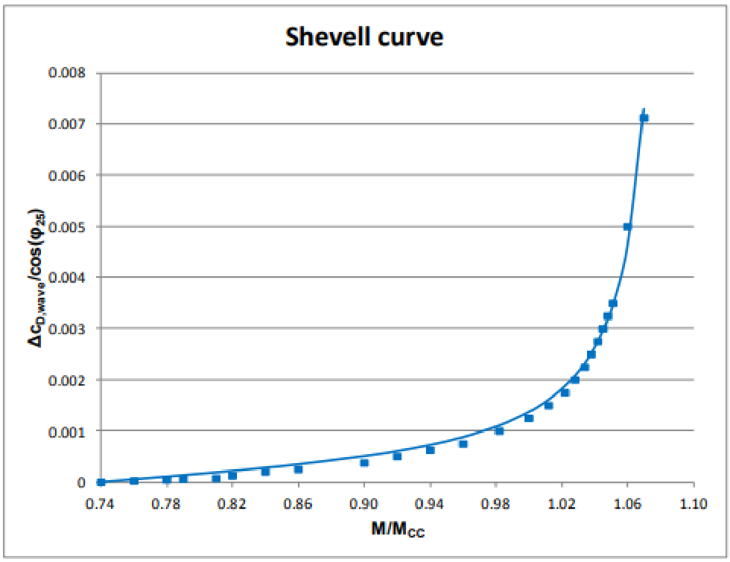


Bild 2.2 Darstellung der Approximation der Shevell-Kurve (Scholz 2022)

Tabelle 2.1 Werte von A_{wave} und B_{wave} für verschiedene Flugzeugmodelle zur Annäherung des Wellenwiderstands (Scholz 2022)

	A320-200	B727-200	B737-800	C-130H	BAe 146
A_{wave}	0,000885	0,000766	0,001171	0,001201	0,001765
B_{wave}	3,734	5,257	3,543	3,126	3,457

Tabelle 2.2 Werte von A_{wave} und B_{wave} zur Annäherung des Wellenwiderstands für alle Flugzeuge, die nicht in Tabelle 2.1 angegeben sind (Scholz 2022)

	Werte
A_{wave}	0,001272
B_{wave}	3,477

Tabelle 2.3 kritische Machzahl, M_{crit} für verschiedene Flugzeugmodelle zur Annäherung des Wellenwiderstands (Scholz 2022)

	A320-200	B727-200	B737-800	C-130H	BAe 146
M_{crit}	0,60	0,70	0,60	0,49	0,53

Die kritische Machzahl für Flugzeuge, die nicht in Tabelle 2.3 aufgeführt sind, wird mittels der folgenden Formel berechnet

$$M_{crit} = \frac{B_{wave} \cdot M_{DD}}{\tan^{-1}\left(\frac{0{,}002}{A_{wave} \cdot \cos^3(\varphi_{25})}\right) + B_{wave}} \quad . \tag{2.4}$$

Hierbei bezeichnet M_{DD} die Machzahl des Widerstandsanstiegs. Die Konstanten A_{wave} und B_{wave} sind in Tabelle 2.2 aufgelistet.

2.4 Induzierter Widerstand

Die Bestimmung des induzierten Widerstands $C_{D,i}$ wird gemäß Nita 2012 durch eine Gleichung vorgenommen, welche wie folgt lautet

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad . \tag{2.5}$$

Hierbei steht C_L für den Auftriebsbeiwert, A für die Flügelstreckung und e für den Oswald-Faktor.

Der Oswald-Faktor kann gemäß Nita 2012 durch die folgende Formel berechnet werden

$$e = \frac{k_{e,M}}{Q + P\pi A} \quad . \tag{2.6}$$

Dabei steht $k_{e,M}$ für den Korrekturfaktor für die Kompressibilitätseffekte auf den induzierten Widerstand, Q für den nicht-viskosen Anteil des induzierten Widerstandskoeffizienten, P für den viskosen Anteil des induzierten Widerstandskoeffizienten.

Bild 2.3 zeigt die Auswirkung der Machzahl auf den Korrekturfaktor für die Kompressibilitätseffekte auf den induzierten Widerstand $k_{e,M}$.

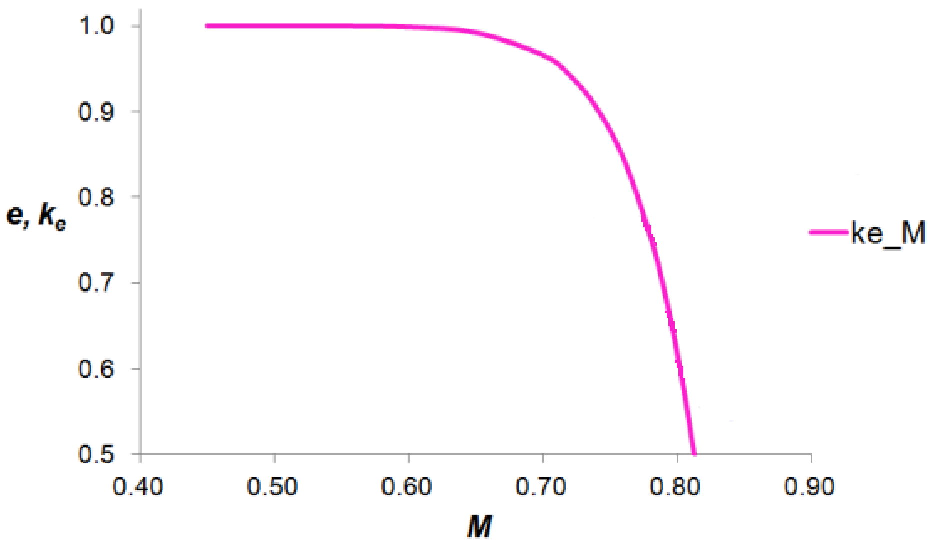


Bild 2.3 Auswirkung der Machzahl auf den Korrekturfaktor $k_{e,M}$ (Nita 2012, überarbeitet)

2.5 Flügelmasse

2.5.1 Torenbeek-Methode

Die Torenbeek-Methode ist eine wissenschaftliche Methode zur Schätzung der Flügelmasse von Flugzeugen. In dieser Masterarbeit werden ausschließlich die wesentlichen Gleichungen der Torenbeek-Methode präsentiert, die sich auf Transportflugzeuge beziehen und in Torenbeek 1982 und Scholz 2015 beschrieben sind.

Die Methode unterscheidet sich je nach maximaler Startmasse des Flugzeugs. Für Flugzeuge mit einer maximalen Startmasse m_{MTO} von kleiner oder gleich 5700 kg kann die Flügelmasse m_W mittels der folgenden Gleichung berechnet werden

$$\frac{m_W}{m_{MTO}} = 4{,}90 \cdot 10^{-3} \cdot {b_s}^{0{,}75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) . {n_{ult}}^{0{,}55} \cdot \left(\frac{b_s/t_r}{m_{MTO}/S_W}\right)^{0{,}30} . \tag{2.7}$$

Für Flugzeuge mit einer maximalen Startmasse m_{MTO} von mehr als 5700 kg wird die Flügelmasse m_W durch die folgende Gleichung geschätzt

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6{,}67 \cdot 10^{-3} \cdot {b_s}^{0{,}75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) . {n_{ult}}^{0{,}55} \cdot \left(\frac{b_s/t_r}{m_{MZF}/S_W}\right)^{0{,}30} . \tag{2.8}$$

Hierbei bezeichnen m_{MTO} und m_{MZF} die maximale Start- bzw. Leertankmasse des Flugzeugs, b_s die strukturelle Spannweite, b_{ref} die Referenzspannweite, b_s/t_r das Cantilever-Verhältnis, n_{ult} den Bruchlastfaktor und S_W die Flügelfläche.

Die Berechnung der Flügelmasse erfolgt durch Verwendung von Gleichungen, welche das Hochauftriebssystem und die Querruder einbeziehen. Dabei wird unter der Annahme gerechnet, dass das Fahrwerk am Flügel befestigt ist, jedoch die Triebwerke nicht. Um eine korrekte Berechnung der Flügelmasse zu gewährleisten, müssen bestimmte Anpassungen vorgenommen werden. Bei Flügeln mit Spoilern ist eine Korrektur von 2 % erforderlich, während die Anbringung von 2 Triebwerken am Flügel zu einer Korrektur von -5 % führt. Wenn 4 Triebwerke am Flügel befestigt sind, ist eine Korrektur von -10 % erforderlich. Wenn das Fahrwerk nicht am Flügel angebracht ist, ist eine Korrektur von -5 % erforderlich. Wenn der Flügel abgestützt ist (braced wing), muss eine Korrektur von -30 % vorgenommen werden, da die Flügelmasse auch die Masse der Strebe umfasst, welche etwa 10 % der Flügelmasse ausmacht (Scholz 2015).

2.5.2 LTH-Methode

Das Luftfahrttechnische Handbuch (LTH) stellt ein Verfahren dar, welches zur Bestimmung der Flügelmasse von Flugzeugen verwendet wird (Dorbath 2013).

Die Berechnung der Flügelmasse nach dem LTH erfolgt gemäß der folgenden Gleichung

$$m_W = 2{,}20013 \cdot 10^{-4} \cdot [401{,}146 \cdot {S_W}^{1{,}31} + {m_{MTO}}^{1{,}1038}] \cdot \left(\left({}^{t}/_{c}\right)_{rep}\right)^{-0{,}5} \cdot A^{1{,}5} \cdot \frac{1}{\cos(\varphi_{25})} \quad . \tag{2.9}$$

Dabei ist $\left({}^{t}/_{c}\right)_{rep}$ die repräsentative, relative Profildicke des Flügelprofils, welche mithilfe der folgenden Gleichung separat berechnet werden kann

$$\left({}^{t}/_{c}\right)_{rep} = 0{,}6 \cdot \left({}^{t}/_{c}\right)_{r} + 0{,}3 \cdot \left({}^{t}/_{c}\right)_{k} + 0{,}1 \cdot \left({}^{t}/_{c}\right)_{t} \quad . \tag{2.10}$$

Für diese Arbeit werden ausschließlich Trapezflügel betrachtet, sodass der Knick im Profil nicht berücksichtigt werden muss. Folglich wird das Verfahren durch die Annahme weiter vereinfacht, dass die repräsentative, relative Profildicke des Flügelprofils durch folgende Formel ausgedrückt werden kann

$$\left({}^{t}/_{c}\right)_{rep} = 0{,}75 \cdot \left({}^{t}/_{c}\right)_{r} + 0{,}25 \cdot \left({}^{t}/_{c}\right)_{t} \quad . \tag{2.11}$$

Es ist wichtig zu beachten, dass bestimmte Parameter, nämlich die Flügelmasse, die Flügelfläche, die Abflugmasse, die repräsentative relative Profildicke des Flügelprofils, die Flügelstreckung und die Pfeilung der 25%-Linie, in bestimmten festgelegten Wertebereichen liegen müssen, um das LTH-Verfahren erfolgreich anzuwenden. Die genauen zulässigen Wertebereiche sind in Tabelle 2.4 aufgeführt. Die Einhaltung dieser Wertebereiche ist unerlässlich, da sie die Grundlage für eine korrekte Berechnung im Rahmen des LTH-Verfahrens bilden.

Tabelle 2.4 Zulässige Wertebereiche für Parameter gemäß dem Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) (Dorbath 2013)

Parameter	Wertebereich	Einheit
m_W	4100 … 50300	kg
S_W	75 … 550	m^2
m_{MTO}	40000 … 400000	kg
$(t/c)_{rep}$	0,10 … 0,15	-
A	6,9 … 9,6	-
φ_{25}	15,0 … 37,5	°

3 Literaturrecherche

Multidisziplinäre Designoptimierung (MDO) ist ein Bereich der Ingenieurwissenschaften, der sich darauf konzentriert, numerische Optimierungsmethoden anzuwenden, um Systeme zu entwerfen, die aus einer Vielzahl von Disziplinen oder Subsystemen bestehen. Die Effizienz und Leistungsfähigkeit solcher Systeme werden nicht allein durch die individuelle Leistung der jeweiligen Disziplinen bestimmt, sondern auch durch deren komplexe Interaktionen. Um diese Interaktionen in einem Optimierungsproblem zu berücksichtigen, ist eine fundierte mathematische Formulierung erforderlich (Martins 2013).

Frühzeitige Lösung von MDO-Problem im Designprozess und der Einsatz fortschrittlicher computergestützter Analysewerkzeuge ermöglichen Entwicklern, Designverbesserungen vorzunehmen und gleichzeitig den zeitlichen und finanziellen Aufwand des Designzyklus zu reduzieren. Eine der frühen Anwendungen von MDO war das Design von Flugzeugflügeln, bei denen die Disziplinen Aerodynamik, Strukturen und Steuerung stark miteinander gekoppelt sind. Seitdem wurde die MDO-Methode auf eine Vielzahl von technischen Systemen einschließlich kompletter Flugzeuge angewendet (Martins 2013).

Im Folgenden wird eine Literaturübersicht mehrerer Studien präsentiert, welche die Methode der multidisziplinären Designoptimierung (MDO) für die Verbesserung des Flügeldesigns angewendet haben.

Die Masterarbeit von Hoogervorst 2015 mit dem Titel „Wing Aerostructural Optimization Using the Individual Discipline Feasible Architecture“ verfolgt das Ziel, den Treibstoffverbrauch von Flugzeugen zu minimieren. Dies wird durch die Optimierung des Designs eines aeroelastischen Flügels erreicht, um während der Reisephase eine höhere Effizienz zu erzielen. Der gewählte Ansatz beruht auf der Anwendung der „Individual Discipline Feasible“ (IDF)-Architektur zur Lösung eines gradientenbasierten, multidisziplinären Designoptimierungsproblems. Der Hauptvorteil dieser Architektur liegt darin, dass sie keine gekoppelte Sensitivitätsanalyse für die gradientenbasierte Optimierung erfordert. Dies ermöglicht den Anwendern eine größere Flexibilität bei der Wahl der Software für disziplinäre Analysen. Gleichzeitig führt dies im Vergleich zu herkömmlicheren Ansätzen, insbesondere im Vergleich zur weit verbreiteten MDF-Architektur, zu einer Reduzierung der Gesamtberechnungskosten (Hoogervorst 2015).

Diese Arbeit nutzt hochauflösende Softwaretools zur Durchführung von Optimierungen. Für die aerodynamische Disziplin wird die Software SU2 verwendet, um Oberflächen- und Volumengitter des Flügels zu verformen, Strömungseigenschaften zu berechnen und Sensitivitäten von Auftrieb und Widerstand abzuleiten. Die strukturelle Disziplin verwendet die Software FEMWET, um die statische aeroelastische Verformung und die aeroelastische Achse des Flügels zu modellieren (Hoogervorst 2015).

Diese Studie umfasst verschiedene Optimierungsszenarien, in denen die Auswirkungen von Designvariablen auf die Kraftstoffeffizienz und die strukturelle Integrität untersucht werden. Dabei wurden vier Optimierungsfälle basierend auf der Flügelgeometrie des Airbus A320 durchgeführt. Diese umfassen eine rein aerodynamische Optimierung, eine aerostrukturelle Optimierung mit fester Grundrissform sowie zwei vollständige aerostrukturelle Optimierungen mit unterschiedlichem Grad an Gestaltungsfreiheit. Die betrachteten Optimierungsvariablen schließen den Anstellwinkel, die Profilform, die Grundrissform und die Dicken des internen Flügelkastens ein (Hoogervorst 2015).

Die rein aerodynamische Optimierung hatte das Ziel, die Funktionalität der SU2-Module bei Steuerung durch einen Optimierungsalgorithmus zu gewährleisten. Diese Optimierung war erfolgreich und führte zu einer Reduzierung des Gesamtwiderstands um 16 % durch Verringerung des induzierten Widerstands und des Wellenwiderstands (Hoogervorst 2015).

Die aerostrukturelle Optimierung mit fester Grundrissform zielte darauf ab, das Kraftstoffgewicht bei unveränderter Spannweite zu minimieren. Trotz geringfügiger struktureller Anpassungen wurde eine Reduzierung des Kraftstoffgewichts um 7 % erreicht. Dies ging einher mit einer effizienteren Auftriebsverteilung und einem verringerten Wellenwiderstand, was zu einer erhöhten Gleitzahl führte (Hoogervorst 2015).

In den vollständigen aerostrukturellen Optimierungen wurden zwei Ansätze verfolgt: zunächst die Anwendung von Sensitivitäten, abgeleitet aus einer Adjoint-Formulierung, und zweitens die Nutzung von Sensitivitäten mittels Finite Differenzen (FD), bedingt durch Schwierigkeiten bei der erstgenannten Methode. Die Optimierung mithilfe adjungierter Sensitivitäten führte aufgrund fehlerhafter Sensitivitäten zu einer nicht realisierbaren Lösung. Im Gegensatz dazu erzielte die FD-basierte Optimierung eine signifikante Reduktion des Kraftstoffgewichts um 11 % und eine Verringerung des Flügelgewichts um 6 %. Diese Methode verbesserte auch die Auftriebsverteilung des Flügels und verringerte den Wellenwiderstand erheblich, was zu einer erheblichen Steigerung der Gleitzahl um 26 % führte (Hoogervorst 2015).

Bild 3.1 veranschaulicht den Vergleich der Planformansicht zwischen dem ursprünglichen und optimierten Flügel des Airbus A320 im Rahmen einer aerostrukturellen Optimierung, die unter Anwendung des Sensitivitätsansatzes mittels FD durchgeführt wurde.

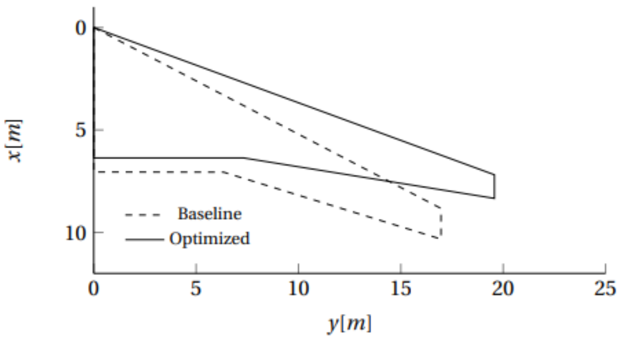


Bild 3.1 Vergleich der Planformansicht zwischen dem ursprünglichen und optimierten Flügel des Airbus A320 (Hoogervorst 2015, überarbeitet)

Im Forschungsbericht „Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität“ von Wunderlich 2013 wurde die Entwicklung und Anwendung einer Prozesskette zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität beschrieben. Die multidisziplinäre Optimierung ist eine Entwurfsmethode, bei der mehrere Fachdisziplinen und deren Wechselwirkungen in einer numerischen Optimierung berücksichtigt werden, um eine optimale Lösung für eine bestimmte Entwurfsaufgabe im Hinblick auf eine gewählte Zielfunktion zu finden.

Die Prozesskette basiert auf einem parametrischen CAD-Modell, in dem die aerodynamischen Beiwerte des Tragflügels durch numerische Strömungssimulation mit Hilfe der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen ermittelt werden. Die Strukturmasse und das elastische Verhalten des Tragflügels werden durch eine strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens für ausgewählte Lastfälle mithilfe der Finite-Elemente-Methode berechnet. Dabei werden die Wechselwirkungen zwischen den aerodynamischen Kräften und den Strukturverformungen des elastischen Tragflügels durch eine Strömungs-Struktur-Kopplung berücksichtigt (Wunderlich 2013).

Die Prozesskette ermöglicht die Bestimmung der Flugleistung und der Strukturmasse eines mit dem betrachteten Tragflügel ausgerüsteten Verkehrsflugzeugs unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität im Reiseflug für eine bestimmte Flugmission (Wunderlich 2013).

Die Anwendung der Prozesskette erfolgt auf Tragflügel mit Rückwärtspfeilung sowie auf vorwärts gepfeilte Tragflügel. Dabei werden multidisziplinäre Optimierungen des Innenprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion für den Entwurf der Profilgeometrie im Innenflügelbereich durchgeführt, um den Widerstand bei transsonischen Strömungsverhältnissen zu verringern. Basierend auf den gewonnenen Profilgeometrien folgen multidisziplinäre Grundrissoptimierungen, bei denen die Verwindung und die spannweitige Profildickenverteilung als Entwurfsparameter einbezogen werden. Hierbei werden Reichweite und Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs als Zielfunktionen verwendet (Wunderlich 2013).

Die Ergebnisse zeigen das Potential des multidisziplinären Ansatzes und den Einfluss der Zielfunktion auf die Optimierung von rück- und vorwärts gepfeilten Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge. Die Auswahl der Zielfunktion, insbesondere der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch, beeinflusst die aerodynamische Leistung und die Strukturmasse des Tragflügels und führt zu geeigneten Kompromissen für einen effizienten Lufttransport (Wunderlich 2013).

Im Abschlussbericht „MAEFISTO - Multidisciplinary Aircraft Design in the Industrial Environment“ von Scholz 1997 wurde die Anwendung der Multidisziplinären Designoptimierung (MDO) im Kontext des Flugzeugentwurfs untersucht. Der Bericht zeigte, dass MDO eine ausgewogene Methode darstellt, die menschliche Expertise nutzt und gleichzeitig formale

Optimierungstechniken einsetzt, um praktische Designoptima zu erreichen. Durch die Anwendung von MDO wird eine effiziente Koordination der verschiedenen Disziplinen im Flugzeugentwurfsprozess ermöglicht, was zu verbesserten Ergebnissen und einer beschleunigten Entwicklung führt.

Bild 3.2 spielt eine entscheidende Rolle bei der Veranschaulichung der komplexen Beziehungen zwischen den verschiedenen Disziplinen im Flugzeugentwurfsprozess. Es zeigt die für MAEFISTO relevante Teilmenge von Disziplinen und Beitragenden Analyseaktivitäten, darunter Aeroelastik, Aerodynamik, Lasten, Flugeigenschaften, Lande- und Bodenlasten, Steuerungssysteme und Strukturen. Das Hauptziel dieses Bildes besteht darin, eine strukturierte Organisation zu ermöglichen und ein besseres Verständnis des Datenflusses und der Interaktionen zwischen den einzelnen Analysemodulen bereitzustellen.

In diesem Zusammenhang präsentiert es eine detaillierte Jacobian-Matrix, die die verschiedenen industriellen Dimensionen des multidisziplinären Flugzeugentwurfsproblems berücksichtigt. Die in Bild 3.2 dargestellte „Kopplungsmatrix der Disziplinen“ (auch als „N-square Matrix“ bekannt) veranschaulicht die Datenflüsse zwischen den verschiedenen Fachdisziplinen im Prozess der Multidisziplinären Designoptimierung. Jede Zeile und Spalte in der Matrix repräsentiert eine bestimmte Fachdisziplin, die zum Flugzeugentwurf beiträgt. Die Datenflüsse werden durch Punkte an den Schnittpunkten der Zeilen und Spalten dargestellt (Scholz 1997).

Die Kopplungsmatrix ermöglicht eine systematische Organisation des Designprozesses und trägt dazu bei, Feedbackschleifen so weit wie möglich zu reduzieren. Dies führt zu effizienteren Koordinationen und Optimierungen zwischen den Fachdisziplinen während des Entwurfsprozesses, was wiederum zu einer reibungslosen Zusammenarbeit und einem optimierten Design führt (Scholz 1997).

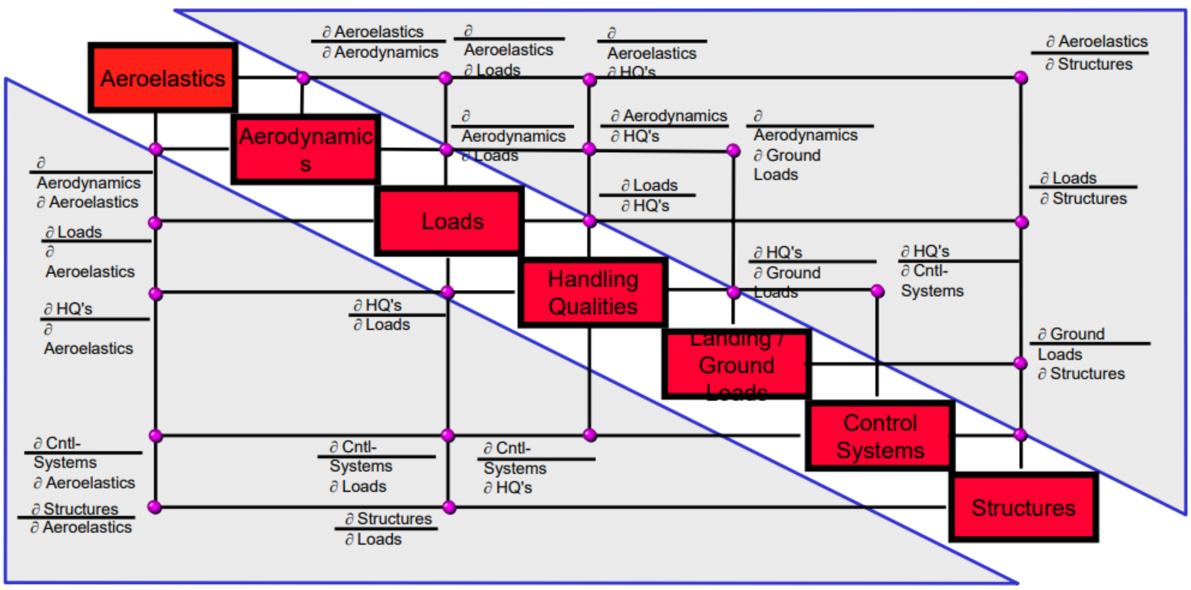


Bild 3.2 Kopplungsmatrix der Disziplinen (Scholz 1997)

4 Flügelentwurf optimiert mit Wing-MDO

4.1 Beschreibung von Wing-MDO

Wing-MDO ist ein multidisziplinäres Designoptimierungsprogramm, das darauf abzielt, die Parameter des Flügels eines Strahlverkehrsflugzeuges zu optimieren, um eine Flügelgeometrie zu finden, die mehrere entscheidende Kriterien erfüllt, darunter geringen Widerstand und minimales Gewicht. Diese anspruchsvolle Aufgabe erfordert einen multidisziplinären Ansatz, da sowohl aerodynamische als auch strukturelle Faktoren in die Gestaltung des Flügels einfließen.

Das Programm wurde in Microsoft Excel implementiert und steht somit als benutzerfreundliche Tabellenkalkulationsdatei zur Verfügung. Durch die Nutzung der umfangreichen Funktionen von Excel haben Benutzer die Möglichkeit, interaktiv mit dem Programm zu arbeiten. Dadurch können verschiedene Flügelkonfigurationen analysiert und optimale Lösungen erzielt werden.

Wing-MDO liefert verschiedene Ergebnisse, darunter die Schätzung der Flügelmasse, den Nullwiderstand, den Wellenwiderstand, den induzierten Widerstand, den Widerstandsbeiwert sowie den Widerstand. Diese Ergebnisse dienen dazu, dem Benutzer Informationen über bestimmte charakteristische Eigenschaften des Flügelmodells zu liefern. Die grundlegenden Berechnungsformeln zur Ermittlung dieser Ergebnisse sind im Abschnitt 2 ausführlich beschrieben.

Des Weiteren bietet das Programm zwei Methoden zur Schätzung der Flügelmasse an: die Torenbeek-Methode und die LTH-Methode. Beide Methoden verwenden die Flügelmasse als Ausgangswert, der sich aus den Eingabeparametern ergibt, und führen 20 Iterationsschritte durch, um die Flügelmasse zu ermitteln. Allerdings wird nur das Ergebnis der ausgewählten Methode angezeigt.

Bei der Auswahl der LTH-Methode ist zu beachten, dass die Parameterwerte für die Flügelmasse, die Flügelfläche, die Abflugmasse, die repräsentative relative Profildicke des Flügelprofils, die Flügelstreckung und die Pfeilung der 25 %-Linie innerhalb ihres zulässigen Wertebereichs liegen müssen, wie in Tabelle 2.4 dargelegt.

Für die Optimierung der Flügelparameter setzt das Programm den Excel Solver als leistungsstarkes Optimierungstool im Kontext der multidisziplinären Designoptimierung ein. Der Solver ist ein Add-In-Programm für Microsoft Excel, das für Was-wäre-wenn-Analysen genutzt werden kann. Mithilfe des Solvers ist es möglich, den optimalen (minimalen) Wert für eine Formel in einer Zielzelle zu ermitteln. Dabei werden gleichzeitig die Nebenbedingungen oder Einschränkungen berücksichtigt, die auf die Werte anderer Formelzellen auf einem Arbeits-

blatt wirken (Microsoft 2023). Dies ermöglicht es, komplexe Designoptimierungsaufgaben effizient und präzise durchzuführen, was insbesondere in der Luftfahrtindustrie von großer Bedeutung ist.

Der Excel Solver verwendet die Lösungsmethode „GRG-Nichtlinear“ (Generalized Reduced Gradient - Nichtlinear), um nichtlineare Optimierungsprobleme zu lösen. Diese Methode basiert auf dem GRG-Algorithmus und bietet eine zuverlässige Technik zur Lösung komplexer Designoptimierungsaufgaben (Microsoft 2023).

Wing-MDO führt Parametervariationen durch, um klassische Kompromisse beim Flügelentwurf zu untersuchen. Hierbei wird die Excel-Funktion „Datentabelle“ verwendet, die normalerweise für Was-wäre-wenn-Analysen genutzt wird. Bei diesen Analysen werden Werte in einer Zelle verändert, um die Auswirkungen auf andere Zellen zu analysieren. Die zu variierenden Parameter umfassen die Spannweite, die relative Profildicke, die Zuspitzung, die Pfeilung, die Flächenbelastung, die Machzahl und die Flughöhe. Die Variation dieser Parameter erfolgt einzeln, wobei der Benutzer den Bereich festlegen kann, in dem die Variationen durchgeführt werden sollen. Für jede Variation eines Parameters wird eine eigene Datentabelle erstellt, um die entsprechenden Werte für andere Parameter wie die Flügelstreckung, die Abflugmasse, die Flügelfläche, den Widerstandsbeiwert und den Widerstand zu berechnen. Dies ermöglicht eine gründliche Analyse und Optimierung der Flügelkonfiguration.

Das Programm ist in zwei Versionen verfügbar: Wing-MDO-1 und Wing-MDO-2. Wing-MDO-1 legt seinen Schwerpunkt auf die Optimierung der Flügelparameter mit dem primären Ziel der Widerstandsminimierung. Bei der Minimierung der Abflugmasse mit Wing-MDO-1 ergab sich jedoch eine erhebliche Schwierigkeit, wie noch im Abschnitt 4.1.2 näher erläutert wird. Aus diesem Grund wurde Wing-MDO-2 speziell entwickelt, um die Herausforderungen bei der Minimierung der Abflugmasse erfolgreich zu bewältigen.

4.1.1 Wing-MDO-1

Wie zuvor erwähnt, legt Wing-MDO-1 den Schwerpunkt auf die Optimierung der Flügelparameter zur Minimierung des Widerstands.

Für die effektive Anwendung von Wing-MDO-1 sind zunächst bestimmte Eingabewerte zu definieren, die für das Flügelmodell von erheblicher Bedeutung sind. Dabei kann zwischen der Spannweite und der Streckung als Eingabeparameter gewählt werden. Weitere relevante Eingabeparameter sind die relative Profildicke, die Dickenrücklage, das Verhältnis der relativen Flügeldicke, die Zuspitzung, die Pfeilung der 25%-Linie, den äquivalenten Rumpfdurchmesser, die maximale Startmasse, die Betriebsleermasse, die maximale Leertankmasse, die

Flächenbelastung, den Ausgangswert für die Flügelmasse, die kritische Machzahl, und die Flughöhe.

Diese Eingabewerte dienen als Grundlage für den Optimierungsprozess und können im Anschluss variiert werden, um optimale Werte zu ermitteln, die das Flügelmodell an die definierten Ziele anpassen.

In Wing-MDO-1 wird der Schneeballfaktor (Snowball Factor) verwendet, um die Änderung der Flügelmasse zwischen den Iterationsschritten zu berechnen. Der Schneeballfaktor wird gemäß der Formel von Scholz 2020 wie folgt berechnet

$$k_{MG} = \frac{m_{MTO}}{m_{MPL}} \quad . \tag{4.1}$$

Die neue Startmasse wird mit folgender Formel berechnet

$$m_{MTO,i+1} = m_{MTO,i} + k_{MG,i} \cdot \left(-m_W + m_{W,i}\right) \quad . \tag{4.2}$$

Dieser Berechnungsprozess erfolgt iterativ von einem Iterationsschritt i zum nächsten.

Wing-MDO-1 präsentiert sich in äußerlicher Hinsicht unauffällig, ähnlich einem gewöhnlichen Excel-Sheet, wie aus Bild 4.1 hervorgeht.

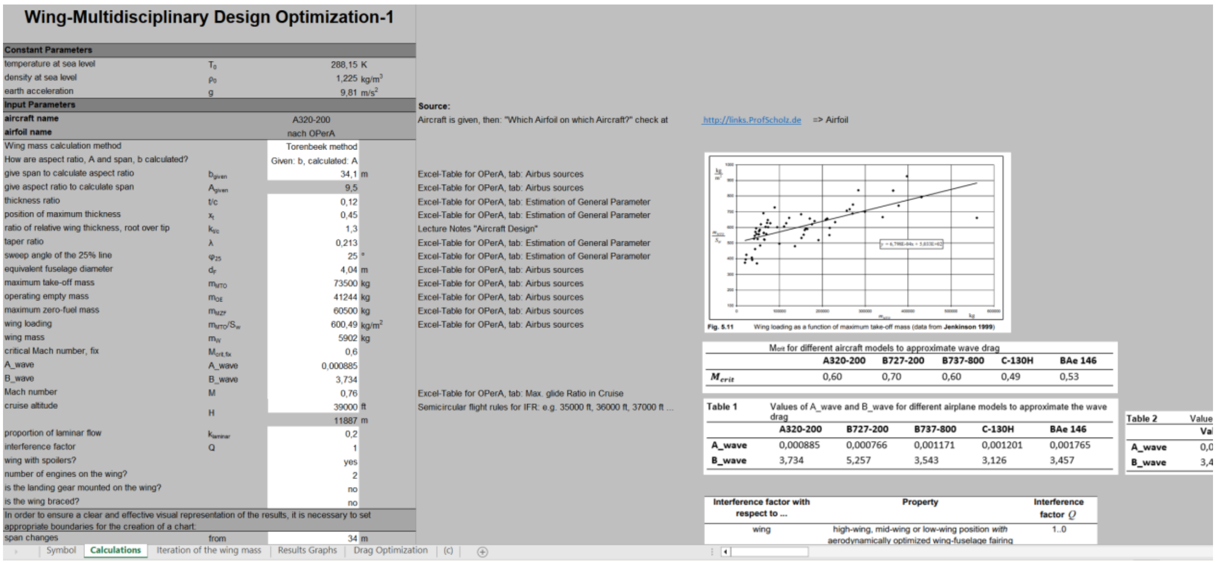


Bild 4.1 Wing-MDO-1 Layout (Screenshot)

Im Folgenden wird eine kurze Beschreibung der verschiedenen Tabellenblätter präsentiert, die innerhalb des Tools zur Verfügung stehen. Zudem werden Screenshots einiger dieser Tabellenblätter bereitgestellt, um einen visuellen Eindruck von ihrer Funktionsweise zu vermitteln.

Das Tabellenblatt „Symbol“ umfasst die wichtigsten Parameter sowie deren Bezeichnung auf Deutsch und Englisch, die im Rahmen der Anwendung des Tools zum Einsatz kommen.

Das Tabellenblatt „Calculation“ ermöglicht es dem Anwender, die relevanten Parameter für das Flügelmodell einzugeben und daraufhin die entsprechenden Ergebnisse angezeigt zu bekommen. Des Weiteren kann der Benutzer in diesem Tabellenblatt die Bereiche festlegen, in denen die Parametervariationen durchgeführt werden sollen. Um diese Funktionalitäten verständlicher zu machen, werden mehrere Bilder präsentiert, die die Eingabe- und Ausgabeparameter sowie die Festlegung der Bereiche für Parametervariationen veranschaulichen.

In Bild 4.2 werden die Eingabeparameter dargestellt, die vom Anwender definiert werden können. Hierbei handelt es sich um verschiedene Parameter wie Spannweite, relative Profildicke, Dickenrücklage und andere, die in das Programm eingegeben werden können.

In Bild 4.3 werden hingegen die Ausgabeparameter präsentiert, zu denen beispielsweise die Schätzung der Flügelmasse, des Nullwiderstands und des Wellenwiderstands gehören.

Bild 4.4 zeigt die Optionen zur Festlegung der Bereiche, in denen Parametervariationen durchgeführt werden sollen. Der Benutzer hat die Möglichkeit, beispielsweise anzugeben, dass die Spannweite von 34 m bis 70 m variiert werden soll.

Das Tabellenblatt „Iteration of the wing mass“ hat die Aufgabe, die Masse des Flügels zu berechnen. Hierbei werden Schätzungen auf Basis der Methoden von Torenbeek sowie der LTH-Methode durchgeführt.

Das Tabellenblatt „Results Graphs“ präsentiert eine Darstellung von Datentabellen für verschiedene Parametervariationen sowie zugehörige Diagramme, wie in Bild 4.5 veranschaulicht.

Das Tabellenblatt „Drag Optimization“ ermöglicht es dem Anwender, den minimalen Widerstandswert durch Optimierung eines oder mehrerer Parameter zu visualisieren, wie in Bild 4.6 dargestellt. Es ist zu beachten, dass der Benutzer zuerst die minimalen Widerstände mithilfe des Solvers berechnen sollte. Anschließend können die erzielten Widerstandswerte in eine Tabelle eingetragen werden, die innerhalb dieses Tabellenblatts verfügbar ist, um die Widerstandswerte darzustellen.

Input Parameters			
aircraft name		A320-200	
airfoil name		nach OPerA	
Wing mass calculation method		Torenbeek method	
How are aspect ratio, A and span, b calculated?		Given: b, calculated: A	
give span to calculate aspect ratio	b_{given}	34,1	m
give aspect ratio to calculate span	A_{given}	9,5	
thickness ratio	t/c	0,12	
position of maximum thickness	x_t	0,45	
ratio of relative wing thickness, root over tip	$k_{t/c}$	1,3	
taper ratio	λ	0,213	
sweep angle of the 25% line	φ_{25}	25	°
equivalent fuselage diameter	d_F	4,04	m
maximum take-off mass	m_{MTO}	73500	kg
operating empty mass	m_{OE}	41244	kg
maximum zero-fuel mass	m_{MZF}	60500	kg
wing loading	m_{MTO}/S_W	600,49	kg/m^2
wing mass	m_W	5902	kg
critical Mach number, fix	$M_{crit,fix}$	0,6	
A_wave	A_wave	0,000885	
B_wave	B_wave	3,734	
Mach number	M	0,76	
cruise altitude	H	39000	ft
		11887	m
proportion of laminar flow	$k_{laminar}$	0,2	
interference factor	Q	1	
wing with spoilers?		yes	
number of engines on the wing?		2	
is the landing gear mounted on the wing?		no	
is the wing braced?		no	

Bild 4.2 Eingabeparameter von Wing-MDO-1 (Tabellenblatt „Calculation“, Screenshot)

Output Parameters			
atmospheric parameters			
temperature at cruise altitude	T	216,6500	K
dynamic viscosity	μ	1,4216E-05	kg/(ms)
density at cruise altitude	ρ	0,3164	kg/m^3
kinematic viscosity	ν	4,4932E-05	m^2/s
speed of sound	a	295,1	m/s
geometry of the wing			
wing aspect ratio calculated	$A_{calcualted}$	9,50	
span calculated	$b_{calcualted}$	34,10	m
relative thickness at the wing tip	$(t/c)_t$	0,112	
relative thickness at the wing root	$(t/c)_r$	0,145	
wing mass estimation			
initial state before iteration			
maximum take-off mass	m_{MTO}	73500	kg
wing area	S_W	122,40	m^2
wing aspect ratio	A	9,50	
span	b	34,10	m
sweep angle of 50% line	φ_{50}	21,7	°
chord at the wing root	c_r	5,918	m
chord at the wing tip	c_t	1,261	m
wing mass, initial	m_W	5902	kg
structural span	b_s	36,702	m
thickness at the wing root	t_r	0,859	m
cantilever ratio	b_s/t_r	42,734	
maximum zero-fuel mass	m_{MZF}	60500	kg
payload	m_{MPL}	19256	kg
limit load factor	n_{lim}	2,5	
ultimate load factor	n_{ult}	3,75	
Mass growth factor	k_{MG}	3,817	
constant parameters for Torenbeek-Method			
reference span	b_{ref}	1,905	m
wing mass corrections for Torenbeek-Method			
correction for spoilers on wing		2,0%	
correction for number of engines on wing		-5,0%	
correction for landing gear on wing		-5,0%	
correction for braced wing		0,0%	
sum of corrections		-8,0%	
constant parameter for LTH-Method			
representative, relative profile thickness of the airfoil	$(t/c)_{rep}$	0,1367	
final state after iteration and corrections			
maximum take-off mass, new	$m_{MTO,new}$	77008	kg
wing area, new	$S_{W,new}$	128,24	m^2
span, new	b_{new}	34,10	m
wing aspect ratio, new	A_{new}	9,07	
sweep angle of 50% line, new	$\varphi_{50,new}$	21,5	°
chord at the wing root, new	$c_{r,new}$	6,201	m
chord at the wing tip, new	$c_{t,\ new}$	1,321	m
thickness at the wing root, new	$t_{r,new}$	0,900	m
wing mass, new	$m_{W,new}$	6818	kg
zero-lift drag			
form factor	FF_W	1,465	
exposed wing area	S_{exp}	113,05	
ratio of relative airfoil thicknesses	τ	0,7692	
wetted area of the wing	$S_{wet,W}$	233,97	
reference wing area	S_{ref}	128,24	
cruise speed	V	224,3	m/s
mean aerodynamic chord	c_{MAC}	4,288	m
Reynolds number	Re	2,1403E+07	
skin-friction coefficient in the case of laminar flow	$C_{f\ ,laminar}$	0,000287	
skin-friction coefficient in the case of turbulent flow	$C_{f\ ,turbulent}$	0,002532	
skin friction coefficient, wing	$C_{f,\ W}$	0,002083	
zero-lift drag of the wing	$C_{D0,W}$	0,005567	
wave drag			
drag divergence Mach number	M_{DD}	0,760	
critical Mach number, variable	$M_{crit,variable}$		
critical Mach number	M_{crit}	0,600	
wave drag	$\Delta C_{D,W}$	0,001016	
induced drag			
Parameter related to the Oswald factor	b_e	10,82	
Parameter related to the Oswald factor	c_e	1	
Mach number where compressibility is no longer negligible	M_{comp}	0,3	
Mach number, where the Oswald factor becomes zero	M_0	0,84	
Parameter related to the Oswald factor	a_e	-0,00152	
correction factor: compressibility effects on induced drag	$k_{e,M}$	0,8450	
correction factor: losses due to the fuselage	$k_{e,F}$	0,9719	
the difference in the minimum between Hörner and NASA	$\Delta\lambda$	-0,1808	
	$f(\lambda-\Delta\lambda)$	0,0019	
theoretical Oswald factor, invisid drag due to lift only	e_{theo}	0,9828	
the inviscid part of the induced coefficient	QQ	1,0468	
the viscous part of induced drag coefficient	PP	0,0021	
Oswald Factor	e	0,7632	
lift coefficient	C_L	0,7405	
induced drag	$C_{D,i}$	0,0252	
drag coefficient			
drag coefficient	C_D	0,0318	
drag			
drag	D	32446	N

Bild 4.3 Ausgabeparameter von Wing-MDO-1 (Tabellenblatt „Calculation“, Screenshot)

In order to ensure a clear and effective visual representation of the results, it is necessary to set appropriate boundaries for the creation of a chart:			
aspect ratio changes	from	8	
	to	40	
span changes	from	34	m
	to	70	m
thickness ratio changes	from	0,1	
	to	0,2	
taper ratio changes	from	0	
	to	1	
sweep angle of the 25% line changes	from	0	°
	to	50	°
wing loading changes	from	400	kg/m^2
	to	800	kg/m^2
Mach number changes	from	0,6	
	to	0,84	
cruise altitude changes	from	20000	ft
		6096	m
	to	45000	ft
		13716	m

Bild 4.4 Bereichsfestlegung für Parametervariation (Tabellenblatt „Calculation“, Screenshot)

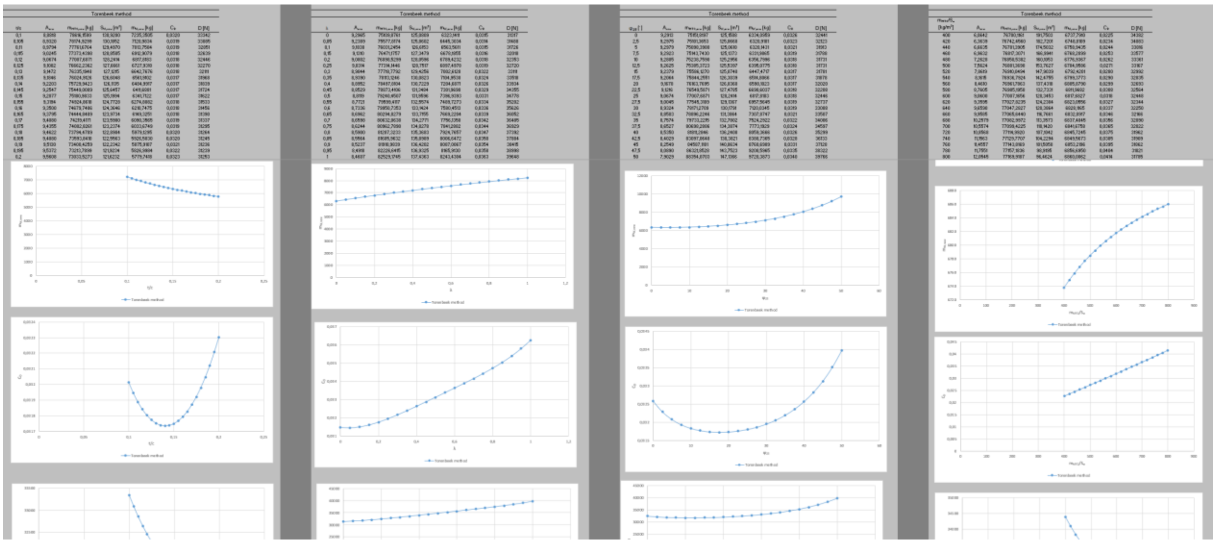


Bild 4.5 Datentabellen und Diagramme von Parametervariationen (Tabellenblatt „Results Graphs“, Screenshot)

		b_{given} [m]	t/c	λ	φ_{25} [°]	M	H [m]	D_{min} [N]
The values are entered automatically	f(b)	50,2	-	-	-	-	-	28702
	f(t/c)	-	0,19	-	-	-	-	31236
	f(λ)	-	-	0	-	-	-	31317
	f(φ_{25})	-	-	-	12,5	-	-	31731
	f(M)	-	-	-	-	0,732	-	31392
	f(H)	-	-	-	-	-	6858	25224
The values must be calculated by Solver and entered manually	f(b, t/c)	51,107	0,186	-	-	-	-	27320
	f(b, λ)	50,703	-	0	-	-	-	27399
	f(b, φ_{25})	51,171	-	-	9,918	-	-	27603
	f(b, M)	50,854	-	-	-	0,714	-	27316
	f(b, H)	38,984	-	-	-	-	7571	25022
	f(t/c, φ_{25})	-	0,186	-	12,091	-	-	30720
	f(t/c, M)	-	0,194	-	-	0,725	-	30115
	f(t/c, H)	-	0,139	-	-	-	6976	25144
	f(φ_{25}, M)	-	-	-	10,641	0,724	-	30545
	f(φ_{25}, H)	-	-	-	21,009	-	6925	25204
	f(b, t/c, φ_{25})	52,384	0,180	-	10,664	-	-	26515
	f(b, t/c, M)	52,887	0,191	-	-	0,706	-	25807
	f(b, t/c, H)	40,466	0,148	-	-	-	8041	24841
	f(t/c, φ_{25}, M)	-	0,189	-	11,331	0,721	-	29502
	f(t/c, φ_{25}, H)	-	0,138	-	21,538	-	7076	25130
	f(b, t/c, φ_{25}, M)	54,739	0,185	-	9,836	0,700	-	24789
	f(b, t/c, φ_{25}, H)	42,522	0,149	-	14,447	-	8570	24677

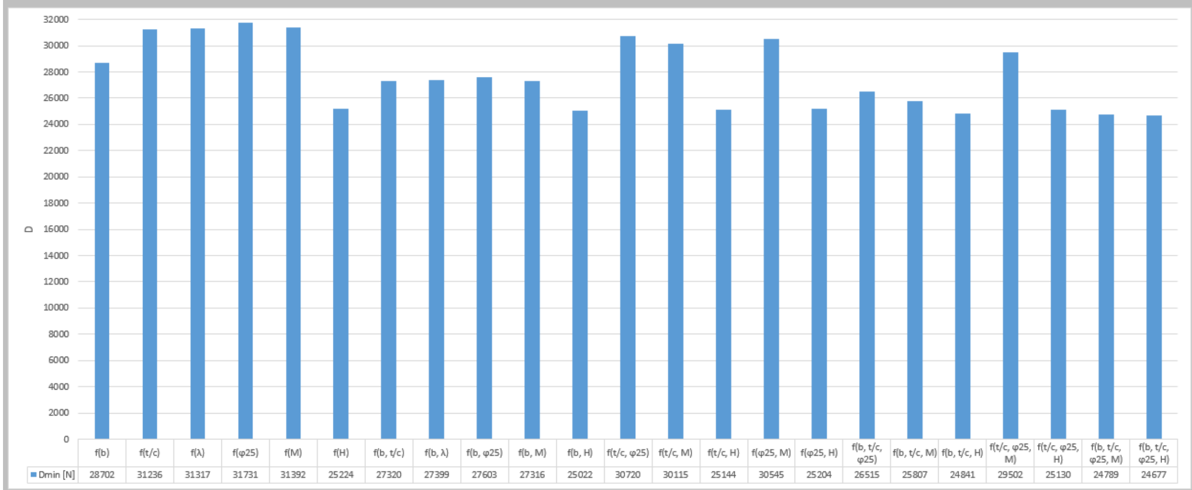


Bild 4.6 Visualisierung von minimalen Widerstandswerten bei Parameteroptimierung (Tabellenblatt „Drag Optimization“, Screenshot)

4.1.2 Wing-MDO-2

Im Zuge der Optimierung der Flügelparameter zur Minimierung der Abflugmasse mithilfe von Wing-MDO-1 wurde festgestellt, dass die Spannweite gegen Null strebt und die relative Profildicke einen erheblichen Wert annimmt. Dies ist auf die Nichtberücksichtigung der Kraftstoffmasse in der Abflugmasse-Berechnungsformel von Wing-MDO-1 zurückzuführen, wie in (4.2) dargelegt. Daher wurde Wing-MDO-2 entwickelt, um dieses Problem erfolgreich zu bewältigen.

In Wing-MDO-2 wurde die Berechnung der Abflugmasse mithilfe der folgenden Formel nach Scholz 2005 angepasst

$$m_{MTO} = m_{OE} + m_F + m_{MPL} \quad . \tag{4.3}$$

Dieser Ansatz zielt darauf ab, die Abflugmasse eines Flugzeugs zu bestimmen, indem die Kraftstoffmasse m_F, die Betriebsmasse m_{OE} und die maximale Nutzlastmasse m_{MPL} miteinbezogen werden.

Kraftstoff ist während des gesamten Fluges von entscheidender Bedeutung und muss in verschiedenen Flugphasen berücksichtigt werden, wie in Bild 4.7 dargestellt.

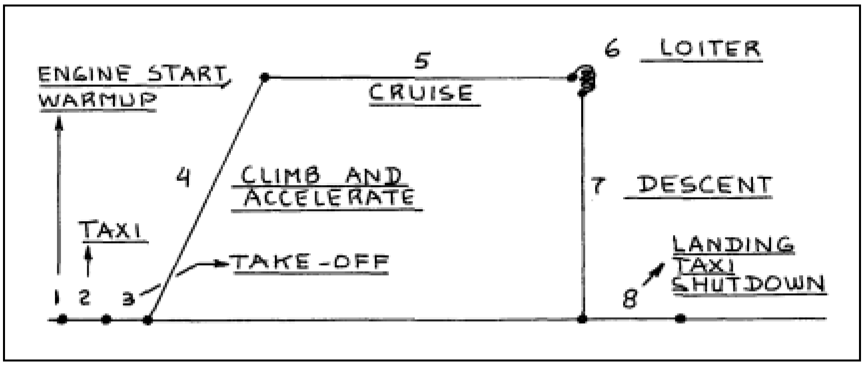


Bild 4.7 Typische Flugphasen einer zivilen Transportmission gemäß Roskam I, Scholz 2005

Durch Umstellen von (4.3) erhält man die folgende Formel, die auch „1. Hauptsatz des Flugzeugentwurfs“ genannt wird.

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} \tag{4.4}$$

Hierbei repräsentiert $\frac{m_F}{m_{MTO}}$ den Kraftstoffanteil und kann gemäß der Breguet'schen Reichweitenformel nach Scholz 2005 wie folgt berechnet werden

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} \quad . \tag{4.5}$$

In der englischsprachigen Literatur wird M_{ff} als „mission fuel fraction“ bezeichnet und kann nach Scholz 2005 wie folgt berechnet werden

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_6} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} \quad . \tag{4.6}$$

Dabei bezieht sich $\frac{m_{i+1}}{m_i}$ auf die Flugphase i und wird in der englischsprachigen Literatur als „mission segment mass fraction“ (Masseverhältnisse) bezeichnet (Scholz 2005).

Die Massenverhältnisse für den Reiseflug und den Warteflug (loiter) müssen gemäß Breguet wie folgt nach Scholz 2005 bestimmt werden

$$\frac{m_6}{m_5} = e^{-\frac{s_{CR}}{B_S}} \quad . \tag{4.7}$$

Dabei steht s_{CR} für die im Reiseflug zurückgelegte Flugstrecke und B_S ist der Reichweitenfaktor, der für Jets gemäß der folgenden Formel berechnet wird

$$B_S = \frac{L/_D \cdot \mathrm{V}}{c_T \cdot \mathrm{g}} \quad . \tag{4.8}$$

Dabei ist V die Reisegeschwindigkeit, c_T der schubspezifische Kraftstoffverbrauch und $L/_D$ die Gleitzahl. Die Gleitzahl wird gemäß der folgenden Formel berechnet

$$L/_D = \frac{C_L}{C_D} \quad . \tag{4.9}$$

Hierbei steht C_D für den Widerstandsbeiwert des gesamten Flugzeugs und wird nach Scholz 2015 wie folgt berechnet

$$C_D = C_{D0} + C_{D,i} \quad . \tag{4.10}$$

Die Eingabeparameter von Wing-MDO-2 entsprechen denen von Wing-MDO-1. Allerdings erfordert Wing-MDO-2 zusätzlich spezifische Parameter, um den Nullwiderstand des gesamten Flugzeugs zu berechnen. Dazu gehören $C_{D0,std}$ für den Standard-Nullwiderstand, $C_{D0,W,std}$ für den Standard-Nullwiderstand des Flügels und $\Delta C_{D,W,std}$ für den Standard-Wellenwiderstand. Die Berechnung des Nullwiderstands erfolgt mithilfe der folgenden Formel

$$C_{D0} = C_{D0,std} - C_{D0,W,std} + C_{D0,W} - \Delta C_{D,W,std} + \Delta C_{D,W} \quad . \tag{4.11}$$

In (4.4) repräsentiert $\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$ den Betriebsleermassenanteil. Ähnlich wie in (4.2) muss die Änderung der Betriebsleermasse durch die Änderung der Flügelmasse berücksichtigt werden. Dies könnte erfolgen durch

$$m_{OE,i+1} = m_{OE,i} + k_{MG,i} \cdot (-m_W + m_{W,i}) \quad . \tag{4.12}$$

Die Berechnungen zeigen, dass sowohl die Berücksichtigung von k_{MG} als auch die Einbeziehung von (4.4) die Änderung der Flügelmasse überbewertet wird. Infolgedessen wurde in (4.12) ein Abminderungsfaktor $k_{k,MG}$ eingeführt.

$$m_{OE,i+1} = m_{OE,i} + k_{k,MG} \cdot k_{MG,i} \cdot (-m_W + m_{W,i}) \tag{4.13}$$

Mit (4.13) kann das Verhältnis $\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$ berechnet werden.

Der Parameter $k_{k,MG}$ wurde so identifiziert, dass Wing-MDO-2 und OPerA (siehe Abschnitt 5) gleiche Spannweite für einen freitragenden Flügel bei der Minimierung der Abflugmasse erzielen. Dies führte zu $k_{k,MG} = 0{,}855$.

Im Lauf der Bearbeitung ergab sich gelegentlich eine nicht konvergierende, sondern eine aufschwingende Iteration. Dieses Problem konnte durch die Einführung eines Dämpfungsfaktors gelöst werden.

Der Dämpfungsfaktor $k_{damping}$ wurde in (4.4) eingeführt, was zu folgender Gleichung führt

$$m_{MTO,i+1} = m_{MTO,i} + \left(\frac{m_{MPL}}{1 - \left(\frac{m_F}{m_{MTO}}\right)_i - \left(\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}\right)_i} - m_{MTO,i} \right) \cdot k_{damping} \quad . \tag{4.14}$$

Dieser Berechnungsprozess erfolgt iterativ von einem Iterationsschritt i zum nächsten. In dieser Arbeit wurde der Dämpfungsfaktor $k_{damping}$ auf den Wert 0,69 gesetzt.

In Bezug auf die Benutzeroberfläche und Tabellenstruktur ähneln sich Wing-MDO-1 und Wing-MDO-2. Jedoch verwendet Wing-MDO-2 anstelle des Tabellenblatts „Drag Optimization“ ein neues Tabellenblatt mit dem Namen „m_MTO Optimization“. Dieses Tabellenblatt ermöglicht es dem Benutzer, die minimale Abflugmasse durch die Optimierung verschiedener Parameter zu visualisieren, wie in Bild 4.8 dargestellt.

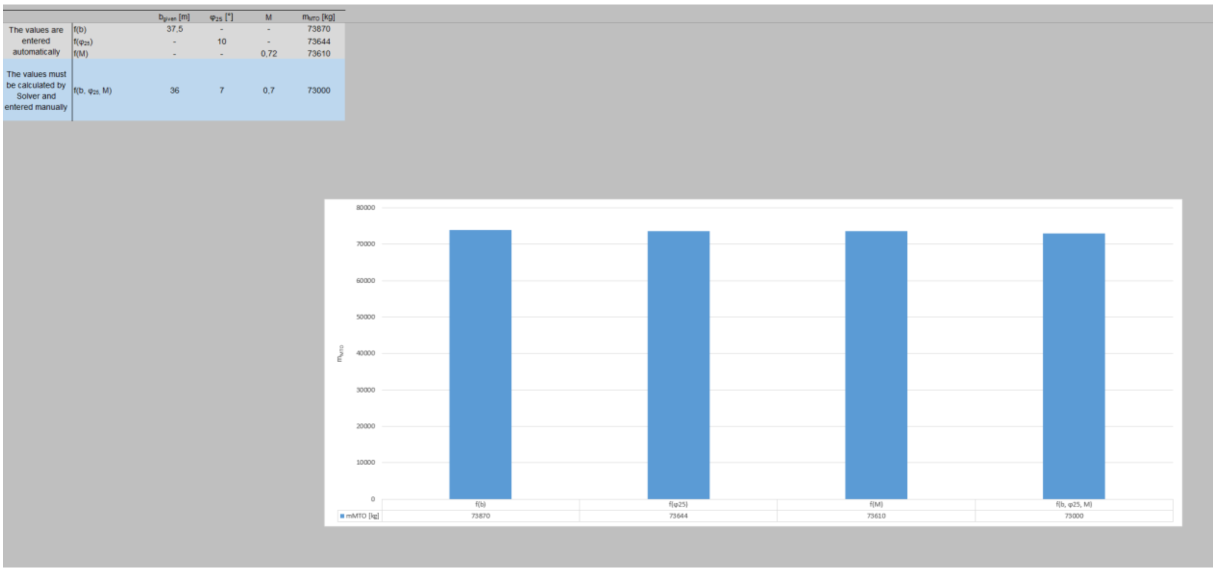


Bild 4.8 Visualisierung von minimalen Abflugmassenwerten bei Parameteroptimierung (Tabellenblatt „m_MTO Optimization“, Screenshot)

4.2 Validierung der Methoden

In diesem Abschnitt erfolgt eine Validierung der Implementierung der Formeln zur Schätzung der Flügelmasse nach der Toorenbek-Methode und der LTH-Methode in Wing-MDO anhand von Nachberechnungen früherer Arbeiten. Es ist zu beachten, dass diese Validierung ausschließlich für die Flügelmassen nach dem ersten Iterationsschritt erfolgt, da in den nachfolgenden Iterationsschritten eine Berechnung mit einem anderen Modell durchgeführt wird.

Im Rahmen des Projekts „Analyse der neuen LTH-Methode zur Massenschätzung von Flugzeugbaugruppen“ von Pape 2018 wurden mithilfe der LTH-Methode Schätzungen der Flügelmasse für verschiedene Flugzeugmodelle durchgeführt. Zur Validierung der LTH-Methode in Wing-MDO wurde jedoch nur das Flugzeugmodell A320-200 betrachtet. Die für das Flugzeug A320-200 relevanten Parameter wurden gemäß Pape in Tabelle 4.1 erfasst und als Eingabe für Wing-MDO verwendet, um die Flügelmasse nachzuberechnen. Basierend auf den Angaben von Pape ergab sich eine berechnete Flügelmasse von 8556 kg für das Flugzeug A320-200. Im Gegensatz dazu ergab Wing-MDO nach dem ersten Iterationsschritt einen Wert von 8551 kg für die Flügelmasse. Obwohl diese Werte nahezu identisch sind, besteht dennoch ein prozentualer Unterschied von etwa 0,0584 %. Um diese Diskrepanz zu erklären, wurde die Flügelmasse manuell gemäß (2.8) berechnet. Dabei wurde ein Wert von 8551 kg ermittelt, der mit dem Ergebnis von Wing-MDO übereinstimmt. Dies lässt darauf schließen, dass die Implementierung der LTH-Methode in Wing-MDO korrekt erfolgt ist.

Tabelle 4.1 Flugzeugdaten für A320-200 (Pape 2018)

Parameter	Wert	Einheit
m_{MTO}	73500	kg
A	9,39	-
S_W	122,4	m^2
φ_{25}	25	°
$(t/c)_{rep}$	0,1370	-
m_{MTO}/S_W	600,49	kg/m^2

Im Rahmen der theoretischen Arbeit „Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf“ von Fernandes 2000 wurden mithilfe der Toorenbek-Methode Schätzungen der Flügelmasse für verschiedene Flugzeugmodelle durchgeführt. Zur Validierung der Toorenbek-Methode in Wing-MDO wurde jedoch nur das Flugzeugmodell A340-300 betrachtet. Die für das Flugzeug A340-300 relevanten Parameter wurden gemäß Fernand in Tabelle 4.2 erfasst und als Eingabe für Wing-MDO verwendet, um die Flügelmasse nachzuberechnen. Basierend auf den Angaben von Fernand ergab sich eine berechnete Flügelmasse von 32133 kg für das A340-300 Flugzeug. Nach der Anwendung von Wing-MDO ergab sich nach dem ersten Iterationsschritt ebenfalls ein Wert von 32133 kg für die Flügelmasse. Die Übereinstimmung dieser beiden Werte deutet darauf hin, dass die Implementierung der Toorenbek-Methode in Wing-MDO korrekt erfolgt ist.

Tabelle 4.2 Flugzeugdaten für A340-300 (Fernandes 2000)

Parameter	Wert	Einheit
m_{MZF}	180000	kg
m_{OE}	129000	kg
m_{MTO}	275000	kg
A	9,26	-
S_W	361,6	m^2
φ_{25}	29,735	°
b_S	67,71	m
b_S/t_r	40	-
λ	0,29	-
$(t/c)_t$	0,174	-
$(t/c)_r$	0,092	-

4.3 Parametervariationen (Wing-MDO-1)

Um klassische Kompromisse beim Flügelentwurf zu untersuchen, werden verschiedene Parametervariationen durchgeführt. Als konkretes Beispiel wird die Durchführung der Parametervariationen für einen freitragenden Flügel und einen abgestützten Flügel basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200 mit Wing-MDO-1 mithilfe der Excel-Funktion „Datentabelle“ untersucht. Die Parameter und ihre entsprechenden Wertebereiche, in denen die Variationen stattfinden, sind in Tabelle 4.3 aufgeführt.

Die Flugzeugdaten für die A320-200 sind im Anhang A hinterlegt.

Tabelle 4.3 Parameter und Wertebereiche für die Durchführung der Parametervariationen

Parameter	Wertebereich	Einheit
b	34 … 70	m
t/c	0,1 … 0,2	-
λ	0 … 1	-
φ_{25}	0 … 50	°
m_{MTO}/S_W	400 … 800	kg/m^2
M	0,6 … 0,84	-
H	6000 …14000	m

Wie bereits in Abschnitt 4.1 erwähnt wurde, stehen in Wing-MDO zwei Methoden zur Abschätzung der Flügelmasse zur Verfügung: die Torenbeek-Methode und die LTH-Methode. Bei der Anwendung der LTH-Methode ergaben sich in diesem Beispiel Streckungswerte, die außerhalb des zulässigen Bereichs dieser Methode lagen. Das bedeutet, dass die

LTH-Methode in diesem Fall nicht in der Lage war, aussagekräftige Ergebnisse zu liefern. Aus diesem Grund wurde die LTH-Methode in diesem Beispiel nicht weiter berücksichtigt. Stattdessen wurde die Torenbeek-Methode gewählt, um die Analyse der Parametervariationen fortzusetzen. Die Torenbeek-Methode hat sich als geeignet erwiesen und liefert zufriedenstellende Ergebnisse in diesem Beispiel. Daher konzentrieren sich die weiteren Untersuchungen darauf, die Auswirkungen verschiedener Parameter auf den Flügel basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200 mithilfe der Torenbeek-Methode zu analysieren.

Im Folgenden wird eine Reihe von Diagrammen präsentiert, die eine detaillierte Darstellung der unterschiedlichen Parametervariationen für freitragende und abgestützte Flügel bieten, basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200. Ziel dieser Diagramme ist es, die Auswirkungen verschiedener Parameter auf das Verhalten von freitragenden und abgestützten Flügeln zu analysieren.

Die zugrundeliegenden Daten, die zur Erstellung dieser Diagramme verwendet wurden, sind umfassend im Anhang B aufgeführt.

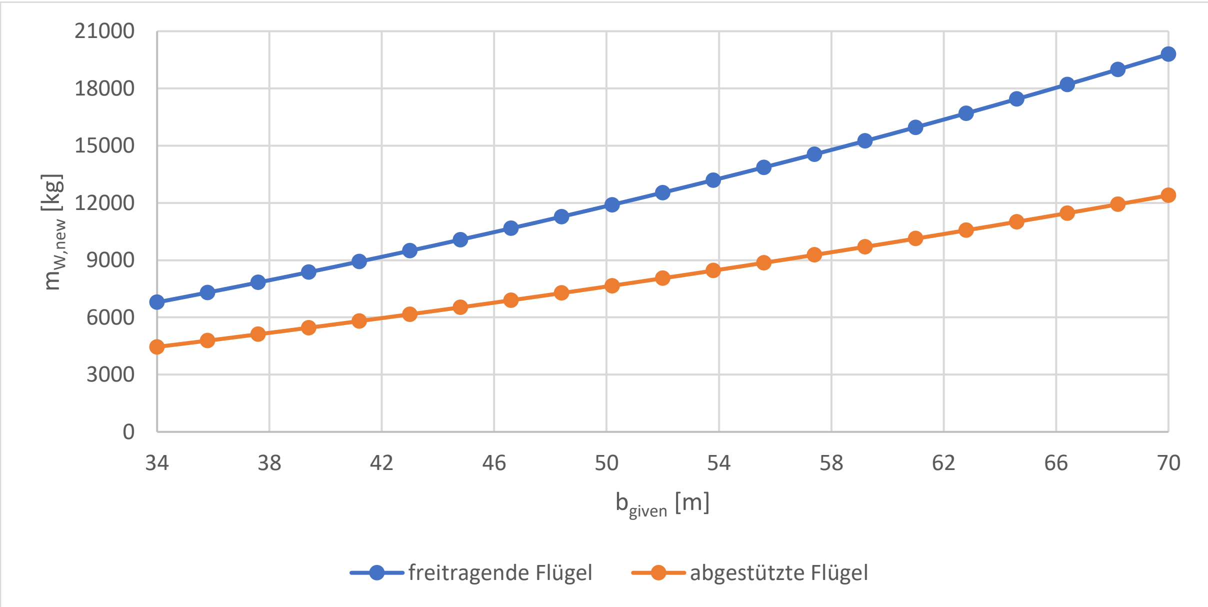


Bild 4.9 Auswirkung der Spannweite auf die Flügelmasse von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.9 zeigt den Zusammenhang zwischen der Spannweite und der Flügelmasse sowohl für freitragende als auch abgestützte Flügel. Es ist deutlich erkennbar, dass eine Zunahme der Spannweite zu einer Erhöhung der Flügelmasse führt. Des Weiteren ist ersichtlich, dass die Flügelmasse bei freitragenden Flügeln größer ist als bei abgestützten Flügeln. Darüber hinaus verläuft die Kurve der Flügelmasse bei freitragenden Flügeln steiler als bei abgestützten Flügeln.

In Bild 4.10 wird die Streckung in Abhängigkeit von der Spannweite für freitragende und abgestützte Flügel dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Streckung mit zunehmender Spann-

weite ansteigt. Zudem zeigt sich, dass die Streckung bei abgestützten Flügeln größer ist als bei freitragenden Flügeln.

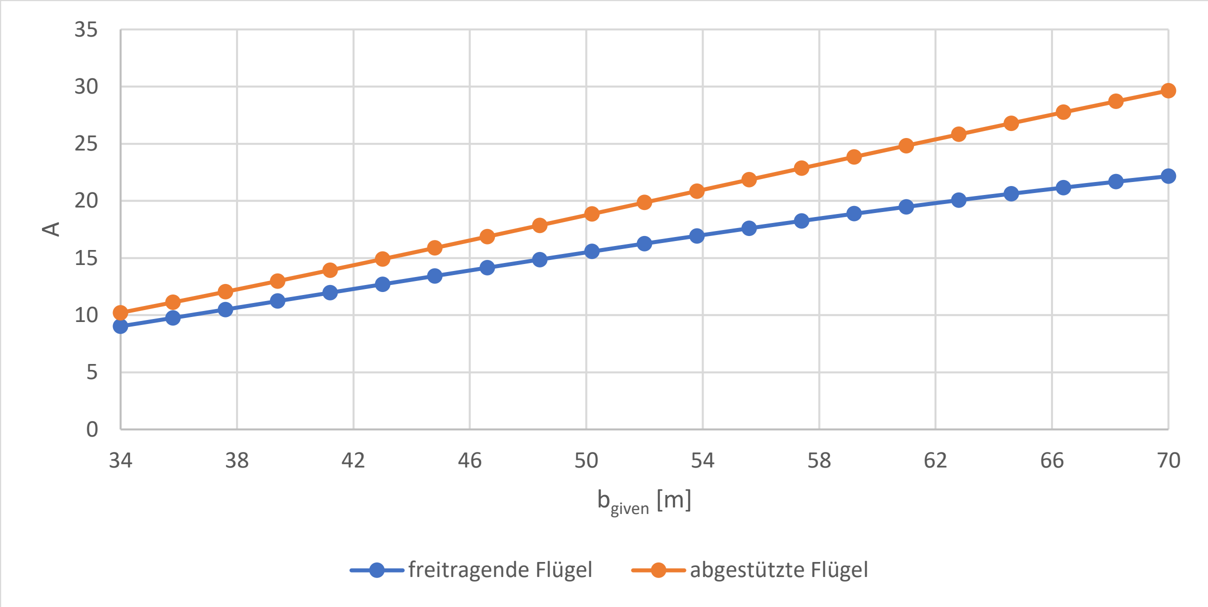


Bild 4.10 Auswirkung der Spannweite auf die Streckung von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

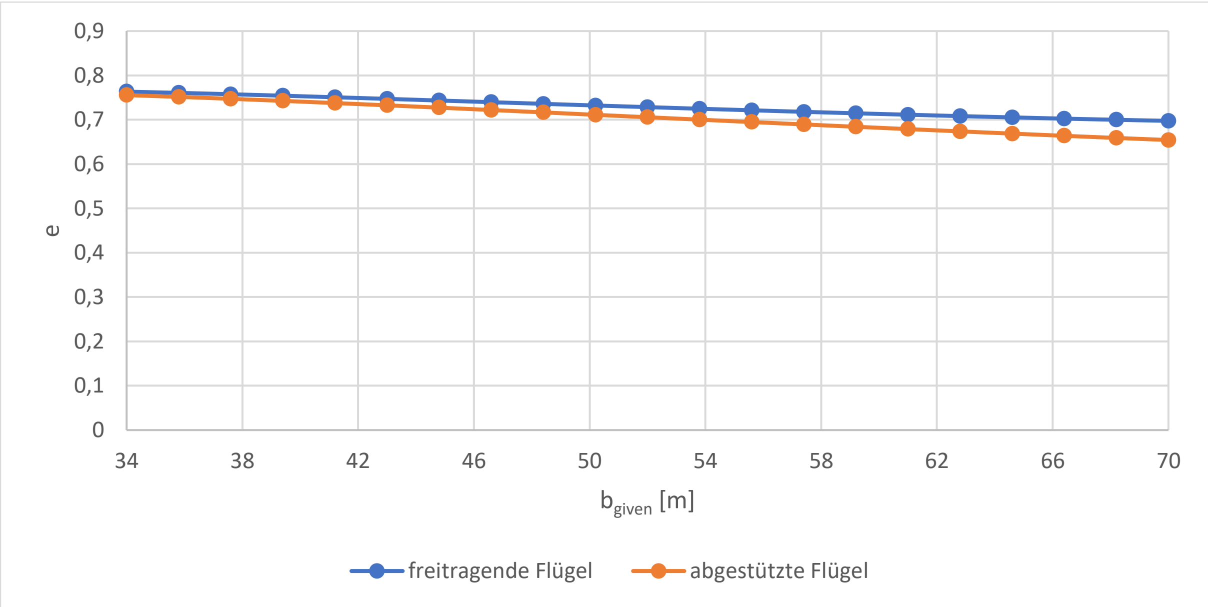


Bild 4.11 Auswirkung der Spannweite auf den Oswald-Faktor von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.11 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen der Spannweite und dem Oswald-Faktor für freitragende und abgestützte Flügel. Es lässt sich erkennen, dass die Kurven beider Flügeltypen nur minimale Abweichungen aufweisen und nahezu parallel verlaufen. Darüber hinaus verdeutlicht die Darstellung, dass mit zunehmender Spannweite eine leichte Abnahme des Oswald-Faktors verbunden ist.

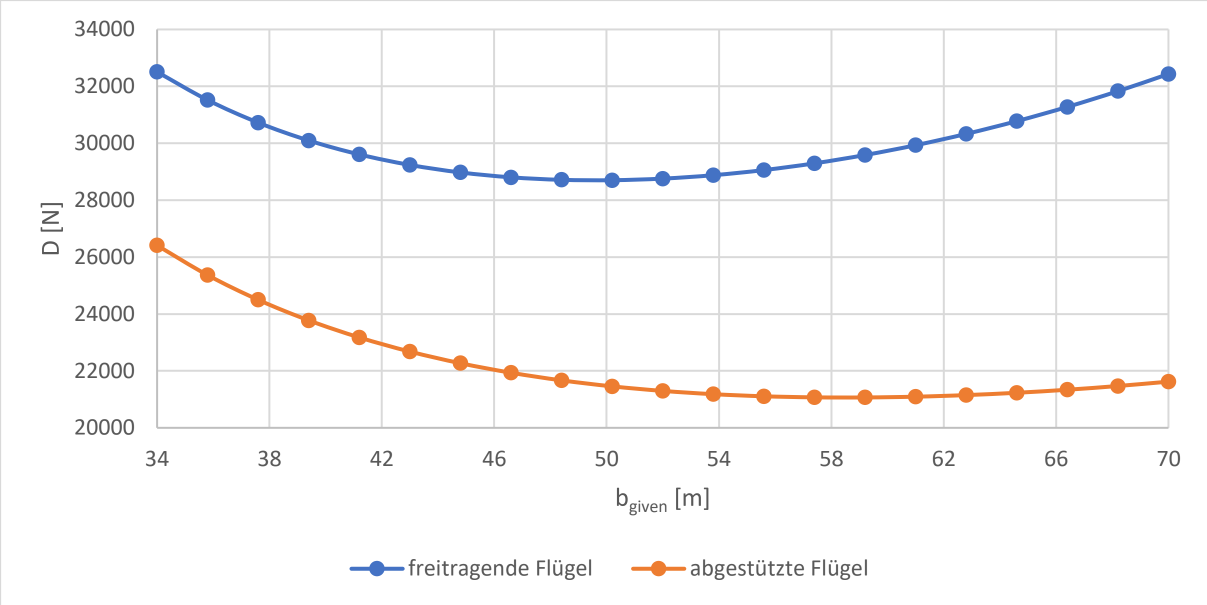


Bild 4.12 Auswirkung der Spannweite auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.12 zeigt den Zusammenhang zwischen der Spannweite und der Widerstand. Deutlich erkennbar ist, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln, der einen Wert von etwa 28500 N aufweist, größer ist als der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln, der einen Wert von 21000 N besitzt. Zudem lässt sich feststellen, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln bei einer Spannweite von ungefähr 50 m erreicht wird, während der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln erst bei einer Spannweite von ungefähr 59 m auftritt.

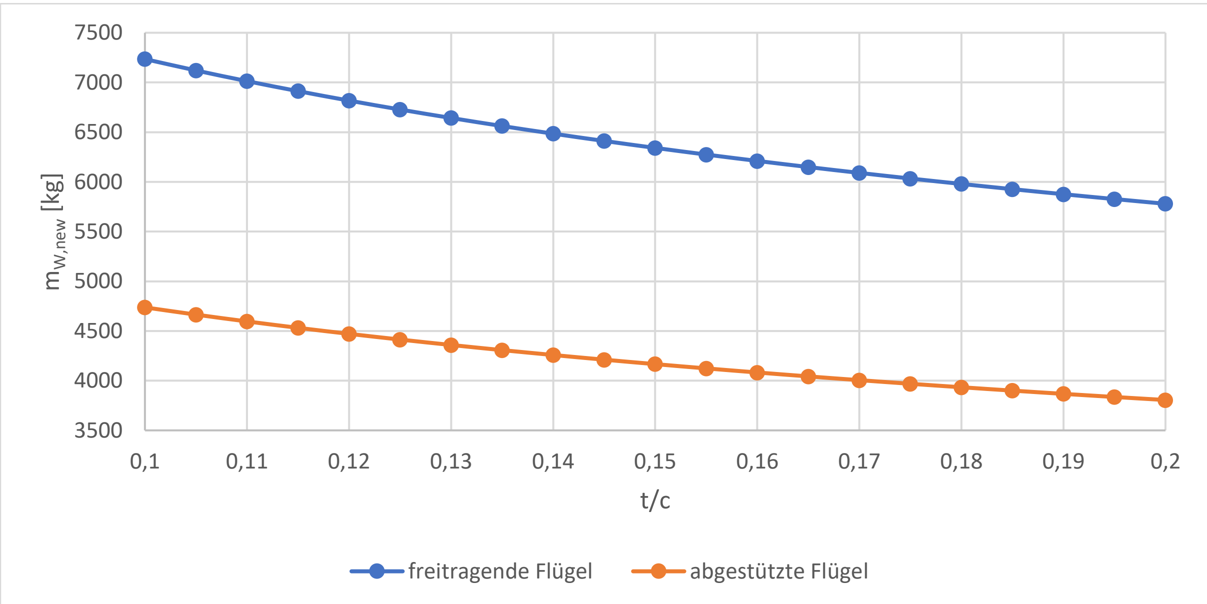


Bild 4.13 Auswirkung der relativen Profildicke auf die Flügelmasse von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.13 zeigt den Zusammenhang zwischen der relativen Profildicke und der Flügelmasse. Es ist deutlich erkennbar, dass eine Erhöhung der relativen Profildicke zu einer Verringerung

der Flügelmasse führt. Zusätzlich ist ersichtlich, dass die Flügelmasse bei freitragenden Flügeln größer ist im Vergleich zu abgestützten Flügeln.

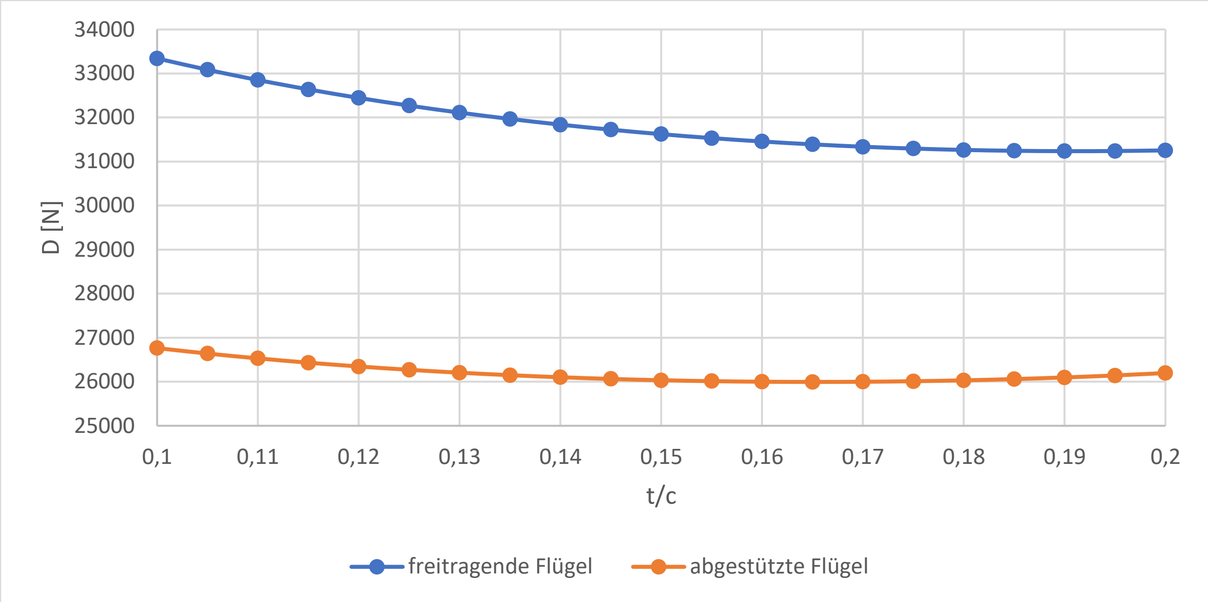


Bild 4.14 Auswirkung der relativen Profildicke auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 4.14 wird der Widerstand in Abhängigkeit von der relativen Profildicke dargestellt. Es lässt sich erkennen, dass der Anteil des Widerstands, der mit der Zunahme der relativen Profildicke abnimmt, bei freitragenden Flügeln größer ist als bei abgestützten Flügeln. Darüber hinaus ist deutlich ersichtlich, dass der Widerstand bei freitragenden Flügeln im Vergleich zu abgestützten Flügeln insgesamt höher ist.

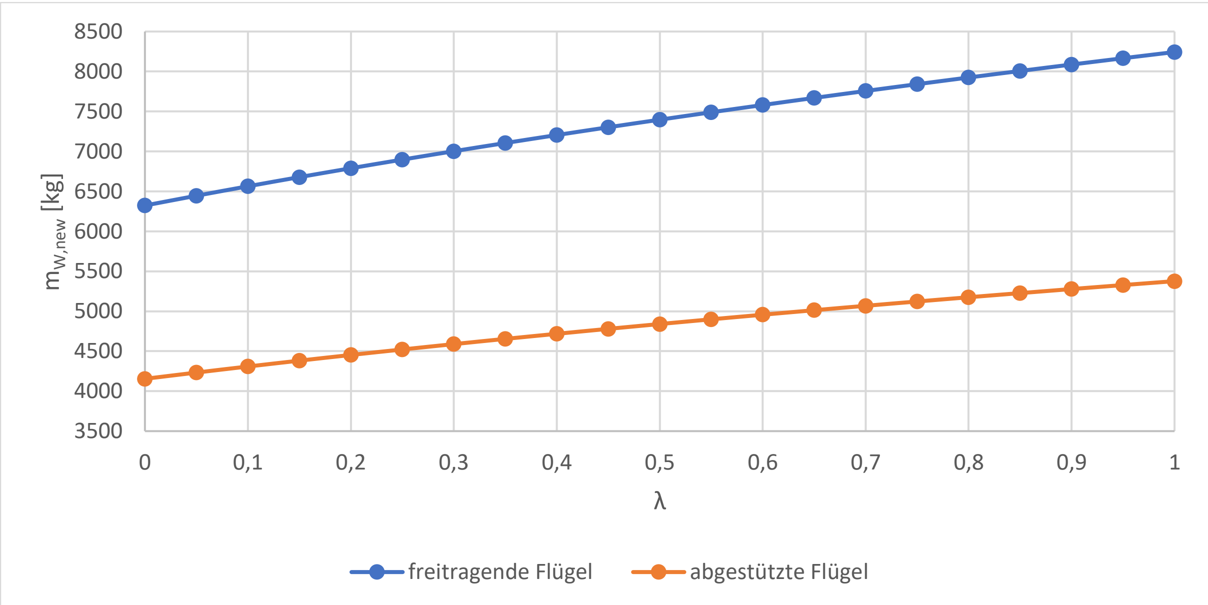


Bild 4.15 Auswirkung der Zuspitzung auf die Flügelmasse von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.15 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen der Zuspitzung und der Flügelmasse. Die grafische Darstellung zeigt deutlich, dass eine Zunahme der Zuspitzung zu einer Erhöhung der Flügelmasse führt. Des Weiteren ist ersichtlich, dass bei freitragenden Flügeln die Flügelmasse im Vergleich zu abgestützten Flügeln größer ist.

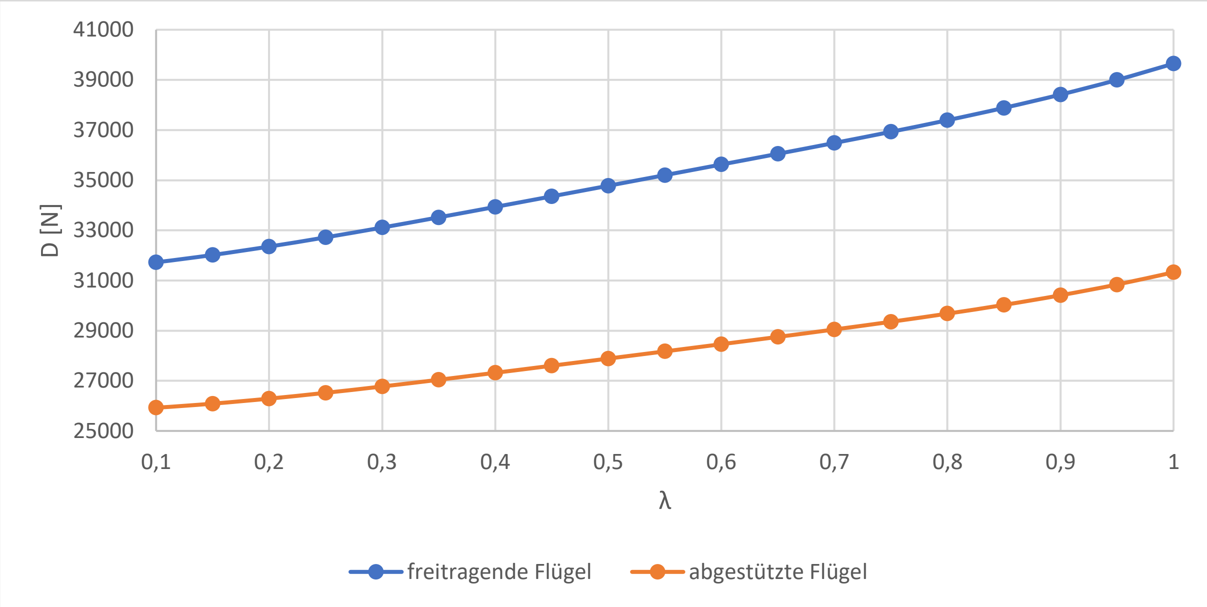


Bild 4.16 Auswirkung der Zuspitzung auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.16 illustriert den Zusammenhang zwischen der Zuspitzung und dem Widerstand. Die dargestellte Grafik zeigt, dass eine Zunahme der Zuspitzung zu einer Erhöhung des Widerstandes führt. Darüber hinaus ist ersichtlich, dass freitragende Flügel im Vergleich zu abgestützten Flügeln einen signifikant höheren Widerstand aufweisen.

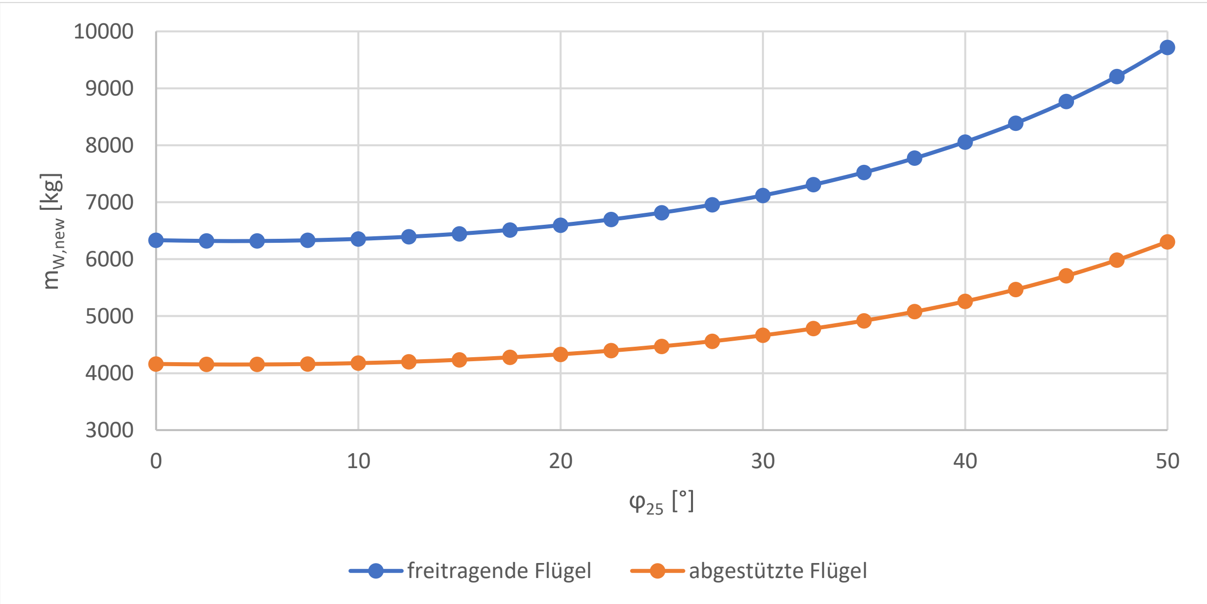


Bild 4.17 Auswirkung der Pfeilung auf die Flügelmasse von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 4.17 ist die Flügelmasse in Abhängigkeit von der Pfeilung dargestellt. Sowohl bei freitragenden als auch bei abgestützten Flügeln zeigt die Kurve der Flügelmasse anfänglich eine konstante Tendenz bis zu einer Pfeilung von 10°, gefolgt von einem anschließenden Anstieg. Des Weiteren ist erkennbar, dass die Flügelmasse bei freitragenden Flügeln im Vergleich zu abgestützten Flügeln größer ist.

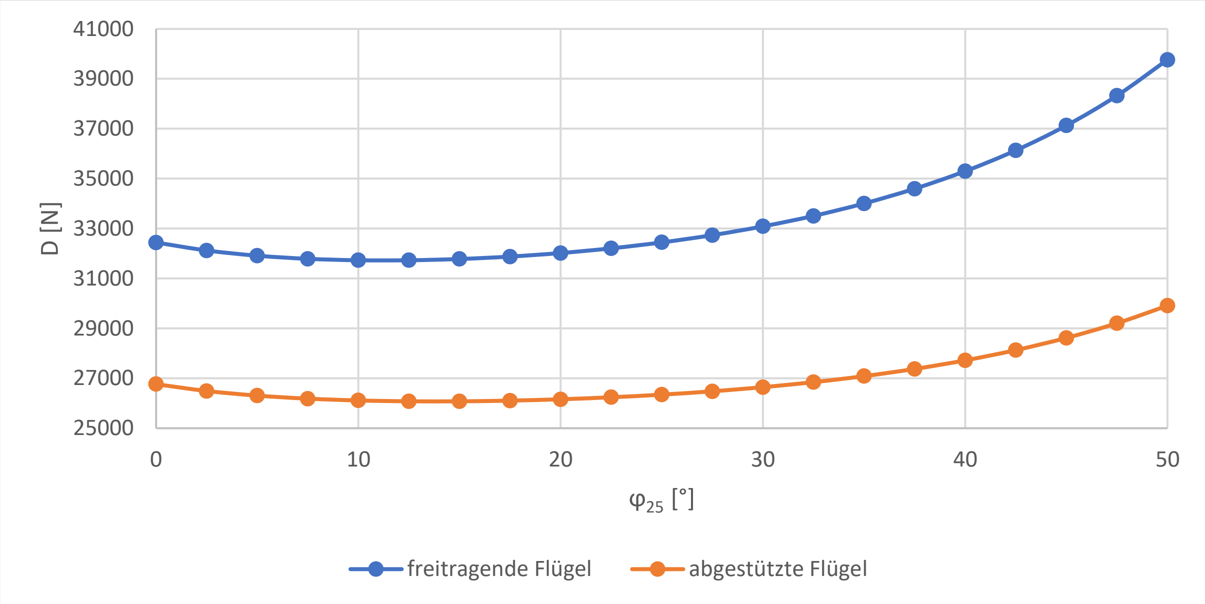


Bild 4.18 Auswirkung der Pfeilung auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

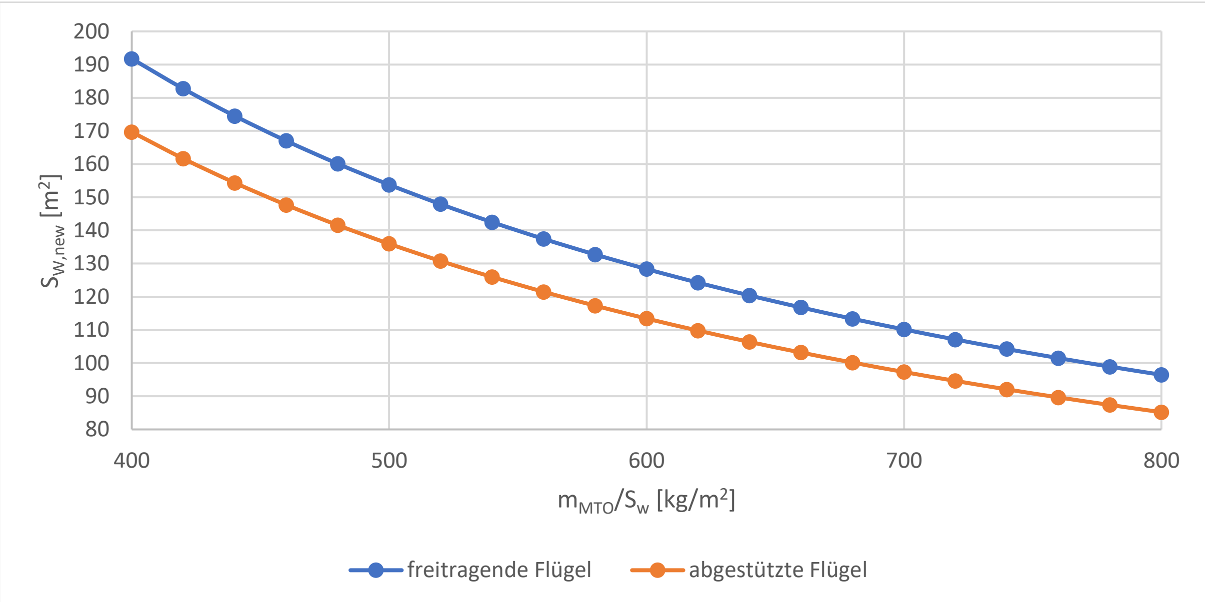


Bild 4.19 Auswirkung der Flächenbelastung auf die Flügelmasse von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.18 zeigt den Zusammenhang zwischen der Pfeilung und der Widerstand. Deutlich erkennbar ist, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln, der einen Wert von etwa 31500 N aufweist, größer ist als der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln, der einen Wert von ungefähr 26000 N besitzt. Zudem lässt sich feststellen, dass der minimale Wider-

stand bei freitragenden Flügeln bei einer Pfeilung von 12,5° erreicht wird, während der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln erst bei einer Pfeilung von 15° auftritt.

Bild 4.19 zeigt den Zusammenhang zwischen der Flächenbelastung und der Flügelfläche. Es ist deutlich erkennbar, dass eine Erhöhung der Flächenbelastung zu einer Verringerung der Flügelfläche führt. Zusätzlich ist ersichtlich, dass die Flügelfläche bei freitragenden Flügeln größer ist im Vergleich zu abgestützten Flügeln.

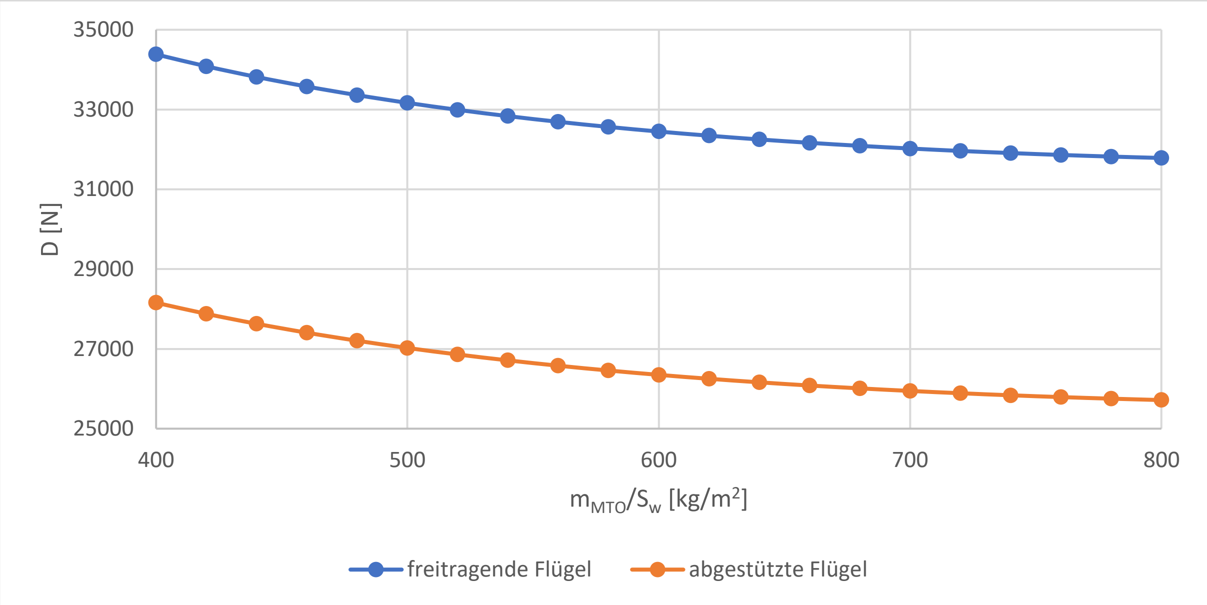


Bild 4.20 Auswirkung der Flächenbelastung auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

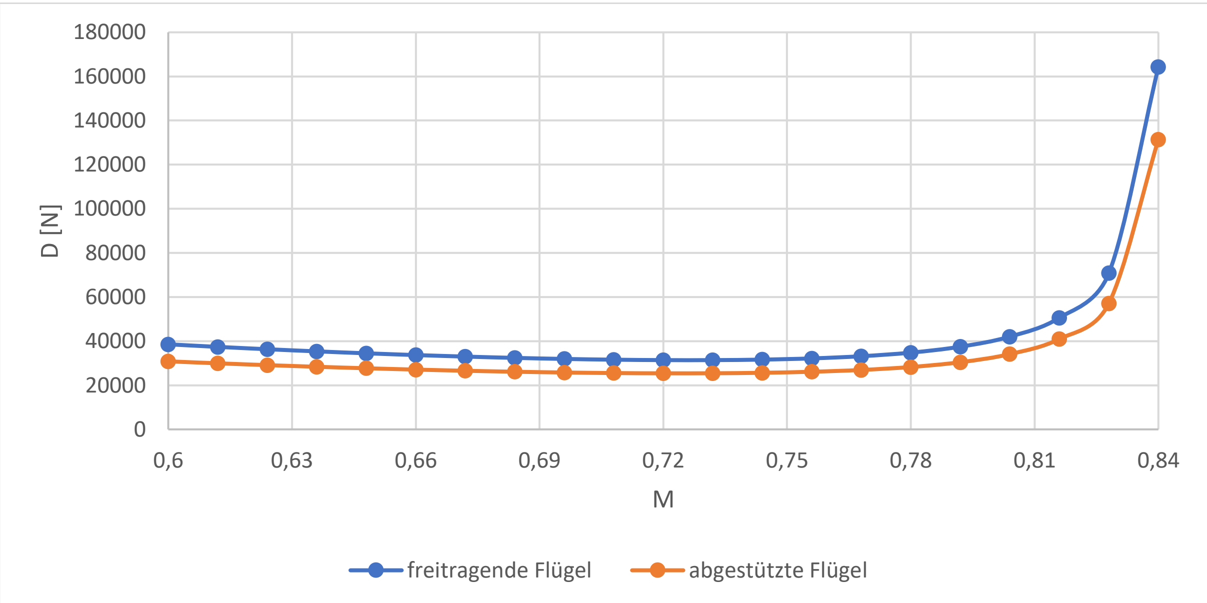


Bild 4.21 Auswirkung der Machzahl auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 4.20 ist der Widerstand in Abhängigkeit von der Flächenbelastung dargestellt. Es ist zu erkennen, dass der Widerstand mit zunehmender Flächenbelastung abnimmt. Zudem zeigt

sich, dass freitragende Flügel im Vergleich zu abgestützten Flügeln einen signifikant höheren Widerstand aufweisen.

Auf Bild 4.21 wird der Zusammenhang zwischen der Machzahl und dem Widerstand veranschaulicht. Deutlich erkennbar ist, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln, der einen Wert von etwa 31000 N aufweist, größer ist als der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln, der einen Wert von ungefähr 25000 N besitzt. Zudem lässt sich feststellen, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln bei einer Machzahl von 0,73 erreicht wird, während der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln bei einer Machzahl von 0,72 auftritt. Des Weiteren lässt sich feststellen, dass der Widerstand für beide Flügelmodelle ansteigt, sobald eine Machzahl von 0,78 überschritten wird.

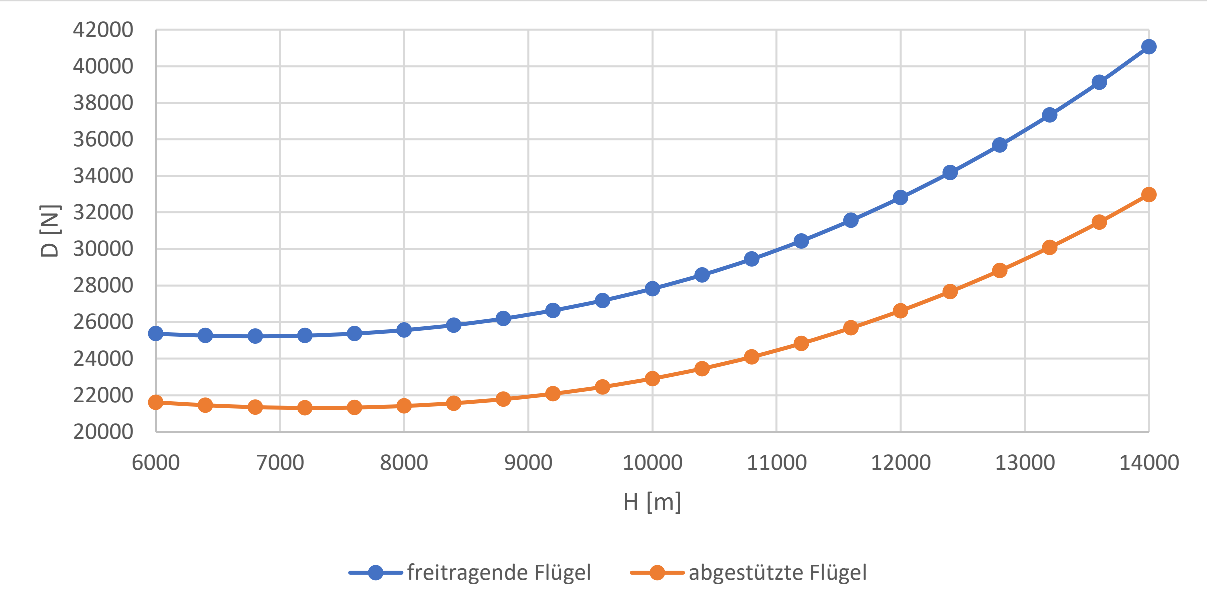


Bild 4.22 Auswirkung der Flughöhe auf den Widerstand von freitragenden und abgestützten Flügeln basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 4.22 illustriert den Zusammenhang zwischen der Flughöhe und dem Widerstand. Es ist deutlich ersichtlich, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln, der einen Wert von etwa 25000 N aufweist, größer ist als der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln, der einen Wert von ungefähr 21000 N besitzt. Zudem lässt sich feststellen, dass der minimale Widerstand bei freitragenden Flügeln bei einer Flughöhe von etwa 6800 m erreicht wird, während der minimale Widerstand bei abgestützten Flügeln bei einer Flughöhe von ungefähr 7200 m auftritt.

Es ist wichtig zu beachten, dass sich die Abflugmasse nicht ändert, wenn sich nur die Machzahl oder die Flughöhe variiert, da weder die Machzahl noch die Flughöhe in die Gleichung zur Massenschätzung einfließen. Infolgedessen bleiben auch die Flügelfläche, die Streckung und die Flügelmasse unverändert, solange nur Änderungen an der Machzahl oder der Flughöhe vorgenommen werden.

4.4 Optimierungsergebnisse

Um optimale Flügelparameter zu ermitteln, müssen klare Zielfunktionen festgelegt werden. Das Hauptziel besteht darin, den Widerstand zu minimieren, da dies gleichzeitig den Energieverbrauch des Flugzeugs reduziert. Dieser Prozess wird mithilfe von Wing-MDO-1 durchgeführt.

Eine alternative Zielfunktion besteht darin, die Abflugmasse zu minimieren, da sie als Ersatzgröße für die direkten Betriebskosten (DOC) betrachtet werden kann. Es ist jedoch zu beachten, dass bei der Optimierung der Flügelparameter zur Minimierung der Abflugmasse mittels Wing-MDO-1 Schwierigkeiten aufgetreten sind, wie bereits ausführlich erläutert wurde. Infolgedessen wurde Wing-MDO-2 speziell entwickelt, um diese Herausforderungen bei der Minimierung der Abflugmasse erfolgreich anzugehen.

Wie bereits in Abschnitt 4.1 erwähnt, wird im Optimierungsprozess der Excel-Solver verwendet. Der Excel-Solver analysiert die ausgewählten Parameterkombinationen und berechnet die entsprechenden Ergebnisse für die gewählte Zielfunktion. Dadurch kann beispielsweise der Flügel mit dem geringsten Widerstand oder der minimalen Abflugmasse ermittelt werden, je nach dem definierten Optimierungsziel.

Bei der Optimierung eines einzelnen variablen Parameters zeigen sich nahezu identische Werte des Parameters, egal, ob der minimale Widerstand aus der Analyse der Datentabelle stammt oder mit dem Solver ermittelt wurde. Daher besteht die Möglichkeit, den Solver bei der Betrachtung eines einzigen variablen Parameters einzusparen und stattdessen die minimalen Werte aus der Datentabelle zu verwenden. Wenn jedoch mehrere Parameter gleichzeitig variiert werden, ist die Verwendung des Solvers erforderlich, um den minimalen Widerstand zu ermitteln. Das gleiche gilt für die Minimierung der Abflugmasse.

4.4.1 Widerstandsminimierung mit Wing-MDO-1

Im Zuge der Flügelparameteroptimierung zur Minimierung des Widerstands mittels Wing-MDO-1 wurden verschiedene Parameter, darunter Spannweite, Zuspitzung, Pfeilung, Machzahl und Flughöhe, sowohl einzeln als auch in Kombination variiert, um schließlich den Flügel mit dem geringsten Widerstand zu identifizieren.

Die Ergebnisse der Widerstandsminimierung für einen freitragenden Flügel, basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200, sind in Tabelle 4.4 dargestellt. Der Bindestrich (-) kennzeichnet den Standardwert, der zu Beginn der Berechnung festgelegt wurde und während der Optimierung unverändert bleibt.

Während des Optimierungsprozesses wurde festgestellt, dass bei der Optimierung der Zuspitzung sowohl isoliert betrachtet als auch in Kombination mit anderen Parametern der Solver immer einen Wert von 0 für den Flügelzuspitzungsparameter ergibt. Theoretisch ist eine Zuspitzung von 0 möglich, jedoch wäre dies in der Praxis ungewöhnlich und hätte bestimmte Auswirkungen auf die Flugeigenschaften.

Ein weiterer auffälliger Punkt ist, dass bei der Optimierung der Flughöhe und der Machzahl entweder in einer ausschließlichen Kombination oder beide zusammen mit anderen Parametern ein Höhenwert von 0 m für die Flughöhe berechnet wird. Diese Beobachtung kann dadurch erklärt werden, dass bei der Minimierung des Widerstands auch der Widerstandsbeiwert verringert werden muss. Dementsprechend sollte der Oswald-Faktor nahe 1 liegen, was wiederum eine Machzahl von weniger als 0,6 erfordert, siehe Bild 2.3. Eine Abnahme der Machzahl erfordert demnach eine entsprechende Reduzierung der Flughöhe, um die Erfüllung der Auftriebsgleichung zu gewährleisten. Es ist jedoch wichtig anzumerken, dass Wing-MDO-1 den spezifischen Treibstoffverbrauch (SFC) nicht berücksichtigt, da keine Triebwerke vorhanden sind. Aus diesem Grund wird im Programm ein Flughöhenwert von 0 m ermittelt, was ebenfalls unrealistisch ist. Daher ist es nicht möglich, diese Kombination aus Flughöhen- und Machzahl-Optimierung durchzuführen.

Um die Analyse der Optimierungsergebnisse zu verbessern, werden in Bild 4.23 die Widerstandswerte in Verbindung mit den optimierten Parametern nach Tabelle 4.4 mittels Balkendiagrammen veranschaulicht. Diese Form der Visualisierung ermöglicht eine effiziente Betrachtung und bietet eine klare Übersicht über die optimierten Parameter und die damit erzielten Widerstandswerte. Es zeigt sich, dass die kombinierte Optimierung mehrerer Parameter zu einem geringeren Widerstand führt im Vergleich zur separaten Optimierung einzelner Parameter. Beispielsweise beträgt der Widerstandswert bei alleiniger Optimierung der Spannweite 28702 N, während sich dieser Wert auf 27320 N verringert, wenn sowohl die Spannweite als auch die relative Profildicke optimiert werden. Ebenso beträgt der Widerstandswert bei alleiniger Optimierung der Flughöhe 25224 N, während er auf 25130 N abnimmt, wenn sowohl die Flughöhe als auch die relative Profildicke und die Pfeilung optimiert werden. Die Optimierung unter Verwendung einer Kombination aus Spannweite, relativer Profildicke, Pfeilung und Flughöhe führt zu einem Widerstand von 24677 N, der im Vergleich zu anderen Optimierungsergebnissen am geringsten ist. Durch diese Optimierung wurde der Widerstand im Vergleich zur Standardkonfiguration der A320-200 um etwa 23,94 % signifikant reduziert, siehe Tabelle 4.4.

Tabelle 4.4 Ergebnisse zur Minimierung des Widerstands eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	b_{given} [m]	t/c [-]	λ [-]	φ_{25} [°]	M [-]	H [m]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m^2]	m_W [kg]	D_{min} [N]	% Unterschied des Widerstands nach der Optimierung
f (b)	50,20	-	-	-	-	-	15,57	97214	161,89	11903	28702	-11,54
f (t/c)	-	0,190	-	-	-	-	9,51	73400	122,23	5876	31236	-3,73
f (λ)	-	-	0	-	-	-	9,30	75110	125,08	6323	31317	-3,48
f (φ_{25})	-	-	-	12,50	-	-	9,26	75385	125,54	6395	31731	-2,20
f (M)	-	-	-	-	0,73	-	9,07	77008	128,24	6818	31392	-3,25
f (H)	-	-	-	-	-	6858	9,07	77008	128,24	6818	25224	-22,26
f (b, t/c)	51,11	0,186	-	-	-	-	17,13	91545	152,45	10516	27320	-15,80
f (b, λ)	50,70	-	0	-	-	-	16,34	94457	157,30	11233	27399	-15,55
f (b, φ_{25})	51,17	-	-	9,92	-	-	16,64	94522	157,41	11249	27603	-14,93
f (b, M)	50,85	-	-	-	0,71	-	15,82	98170	163,48	12134	27316	-15,81
f (b, H)	38,98	-	-	-	-	7571	11,06	82537	137,45	8245	25022	-22,88
f (t/c, φ_{25})	-	0,186	-	12,09	-	-	9,68	72134	120,12	5544	30720	-5,32
f (t/c, M)	-	0,194	-	-	0,73	-	9,53	73236	121,96	5833	30115	-7,18
f (t/c, H)	-	0,139	-	-	-	6976	9,21	75794	126,22	6502	25144	-22,50
f (φ_{25}, M)	-	-	-	10,64	0,72	-	9,28	75271	125,35	6365	30545	-5,86
f (φ_{25}, H)	-	-	-	21,01	-	6925	9,15	76311	127,08	6637	25204	-22,32
f (b, t/c, φ_{25})	52,38	0,180	-	10,66	-	-	18,29	90090	150,03	10155	26515	-18,28
f (b, t/c, M)	52,89	0,191	-	-	0,71	-	17,99	93344	155,45	10960	25807	-20,46
f (b, t/c, H)	40,47	0,148	-	-	-	8041	11,99	81998	136,55	8107	24841	-23,44
f (b, φ_{25}, M)	52,91	-	-	9,26	0,71	-	17,38	96738	161,09	11788	26005	-19,85
f (t/c, φ_{25}, M)	-	0,189	-	11,33	0,72	-	9,70	71980	119,87	5503	29502	-9,07
f (t/c, φ_{25}, H)	-	0,138	-	21,54	-	7076	9,28	75240	125,30	6357	25130	-22,55
f (b, t/c, φ_{25}, M)	54,74	0,185	-	9,84	0,70	-	19,50	92255	153,63	10691	24789	-23,60
f (b, t/c, φ_{25}, H)	42,52	0,149	-	14,45	-	8570	13,22	82157	136,82	8148	24677	-23,94

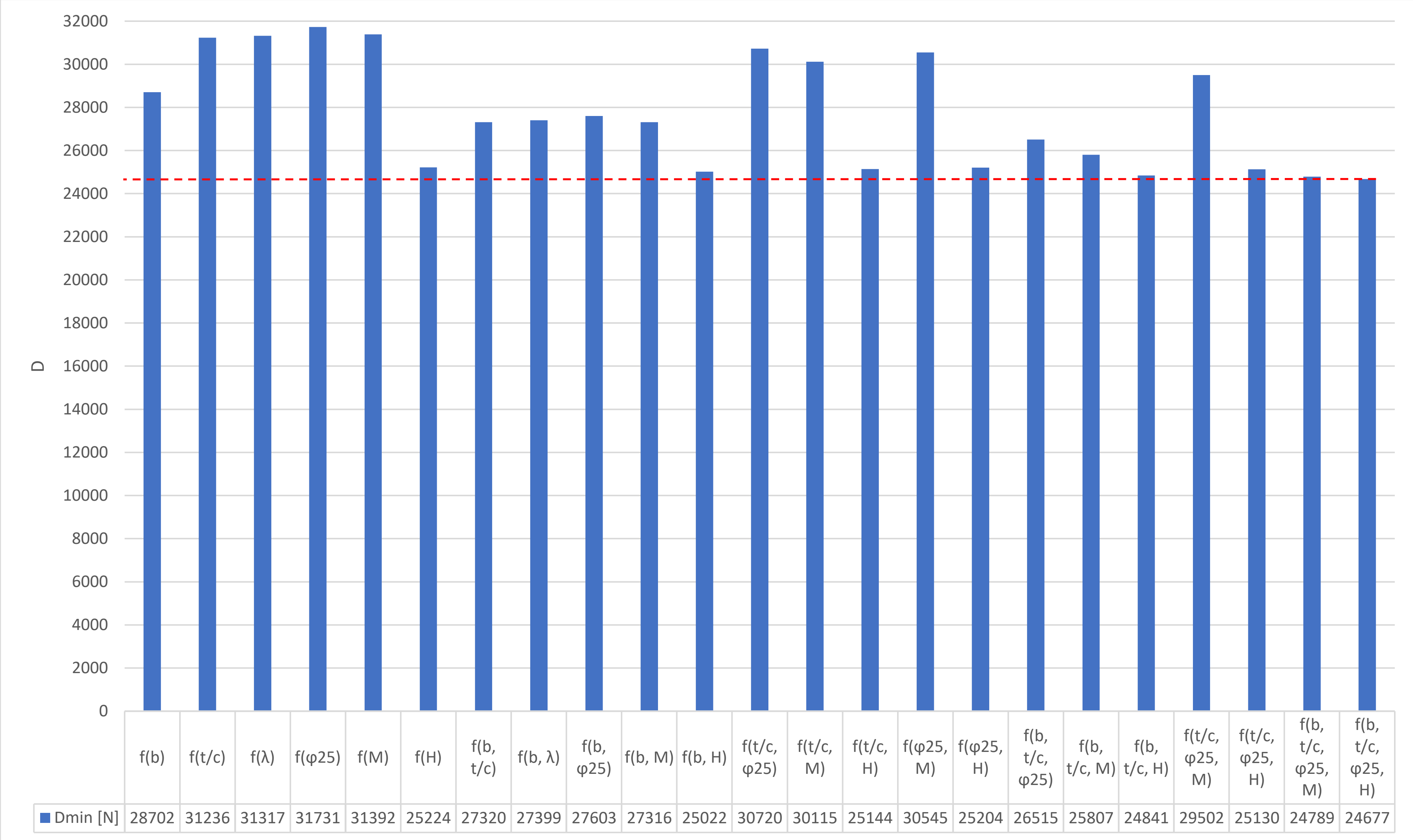


Bild 4.23 Widerstandswerte in Abhängigkeit von optimierten Parametern eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Es ist wichtig zu beachten, dass es keine offizielle Standardkonfiguration der A320-200 mit einem abgestützten Flügel gibt. Dennoch wurden die Standardwerte der A320-200 als Ausgangspunkt genutzt, um Referenzwerte für eine hypothetische Standardkonfiguration der A320-200 mit abgestütztem Flügel zu berechnen.

In Tabelle 4.5 sind die Ergebnisse der Widerstandsminimierung für einen abgestützten Flügel basierend auf einer hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200 präsentiert. Der Bindestrich (-) kennzeichnet den Standardwert, der zu Beginn der Berechnung festgelegt wurde und während der Optimierung unverändert bleibt.

Die Optimierung unter Verwendung einer Kombination aus Spannweite, relativer Profildicke, Pfeilung und Flughöhe führt zu einem Widerstand von 19890 N, der im Vergleich zu anderen Optimierungsergebnissen am geringsten ist. Durch diese Optimierung wurde der Widerstand im Vergleich zur hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200 um etwa 24,50 % signifikant reduziert, siehe Tabelle 4.5.

Tabelle 4.5 Ergebnisse zur Minimierung des Widerstands eines abgestützten Flügels basierend auf einer hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200

	b_{given} [m]	t/c [-]	λ [-]	φ_{25} [°]	M [-]	H [m]	D_{min} [N]	% Unterschied des Widerstands nach der Optimierung
f (b)	59,20	-	-	-	-	-	21067	-20,04
f (t/c)	-	0,165	-	-	-	-	25996	-1,33
f (λ)	-	-	0	-	-	-	25767	-2,20
f (φ_{25})	-	-	-	15	-	-	26079	-1,01
f (M)	-	-	-	-	0,72	-	25410	-3,56
f (H)	-	-	-	-	-	7239	21305	-19,13
f (b, t/c, φ_{25}, H)	53,09	0,138	-	15,60	-	10067	19890	-24,50

4.4.2 Abflugmassenminimierung mit Wing-MDO-2

Im Zuge der Flügelparameteroptimierung zur Minimierung der Abflugmasse mittels Wing-MDO-2 wurden verschiedene Parameter, darunter Spannweite, Pfeilung und Machzahl variiert, um schließlich den Flügel mit der geringsten Abflugmasse zu identifizieren.

In Tabelle 4.6 finden sich die Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse für einen freitragenden Flügel basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200, während Tabelle 4.7 die Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse für einen abgestützten Flügel basierend auf einer hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200 präsentiert. Der Bindestrich (-)

kennzeichnet den Standardwert, der zu Beginn der Berechnung festgelegt wurde und während der Optimierung unverändert bleibt.

Für den freitragenden Flügel ergibt die Optimierung durch Variation von Spannweite, Pfeilung und Machzahl eine Abflugmasse von 67065 kg, was einer Reduzierung um etwa 8,76 % im Vergleich zur Standardkonfiguration der A320-200 entspricht, wie in Tabelle 4.6 dargestellt.

Für den abgestützten Flügel führt die Optimierung durch Variation von Spannweite zu einer Abflugmasse von 63718 kg, was einer Reduzierung um etwa 13,31 % im Vergleich zur hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200 entspricht, wie in Tabelle 4.7 dargestellt.

Tabelle 4.6 Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	b_{given} [m]	φ_{25} [°]	M [-]	A [-]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{MTO,min}$ [kg]	% Unterschied der Abflugmasse nach der Optimierung
f (b)	35,20	-	-	10,90	113,63	7130	68236	-7,16
f (φ_{25})	-	27,50	-	10,16	114,38	6957	68687	-6,55
f (M)	-	-	0,74	10,21	113,82	6817	68353	-7,00
f (b, φ_{25}, M)	36,65	6,95	0,73	12,03	111,68	6986	67065	-8,76

Tabelle 4.7 Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse eines abgestützten Flügels basierend auf einer hypothetischen Standardkonfiguration der A320-200

	b_{given} [m]	φ_{25} [°]	M [-]	A [-]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{MTO,min}$ [kg]	% Unterschied der Abflugmasse nach der Optimierung
f (b)	44,20	-	-	18,41	106,11	6404	63718	-13,31
f (φ_{25})	-	7,50	-	10,57	109,98	4160	66048	-10,14
f (M)	-	-	0,71	10,43	111,49	4471	66949	-8,91

4.5 Vergleich der freitragenden und abgestützten Flügel

In diesem Abschnitt wird ein Vergleich zwischen freitragenden und abgestützten Flügeln hinsichtlich ihres Widerstands durchgeführt, da dieser eine entscheidende Rolle für die Leistungsfähigkeit von Flugzeugen spielt.

Zuvor wurden in Abschnitt 4.3 umfangreiche Parametervariationen mithilfe von Wing-MDO-1 durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Parametervariationen wurden in Form von aussagekräftigen Diagrammen präsentiert, um die Leistung der beiden Flügeltypen basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200 zu analysieren. Dabei konnte festgestellt werden, dass abgestützte Flügel im Vergleich zu freitragenden Flügeln einen geringeren Widerstand aufweisen.

Im Anschluss wurden in Abschnitt 4.4.1 die optimalen Flügelparameter für freitragende und abgestützte Flügel basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200 ermittelt, mit dem Ziel, den Widerstand zu minimieren. Um einen deutlichen Vergleich der Flügelmodelle zu ermöglichen, werden die aus der Optimierung resultierenden Widerstandswerte der beiden Flügelmodelle in Verbindung mit den optimierten Parametern sowie die Widerstandswerte der Standardkonfiguration der A320-200 anhand eines Balkendiagramms in Bild 4.24 dargestellt. Zusätzlich wurde in Tabelle 4.8 der prozentuale Unterschied der Widerstandswerte zwischen dem freitragenden und abgestützten Flügel aufgeführt.

Aus Bild 4.24 geht hervor, dass der Widerstand für abgestützte Flügel geringer ist als für freitragende Flügel. Zum Beispiel beträgt der Widerstand für die Standardkonfiguration der A320-200 32446 N, während die hypothetische Standardkonfiguration der A320-200 mit abgestütztem Flügel einen Widerstand von 26347 N aufweist.

In einer Optimierung, bei der eine Kombination aus Spannweite, relativer Profildicke, Pfeilung und Flughöhe verwendet wurde, zeigte sich, dass der freitragende Flügel einen Widerstandswert von 24677 N aufweist, während seine Spannweite auf etwa 43 m optimiert wurde, siehe Tabelle 4.4. Im Gegensatz dazu erreichte der abgestützte Flügel einen Widerstand von 19890 N bei einer optimierten Spannweite von etwa 53 m, siehe Tabelle 4.5. Diese Ergebnisse verdeutlichen eine signifikante Reduktion des Widerstands um etwa 19,40 % beim abgestützten Flügel im Vergleich zum freitragenden Flügel, siehe Tabelle 4.8.

Diese Erkenntnisse liefern wichtige Informationen für die Weiterentwicklung und Gestaltung zukünftiger Flugzeugkonzepte, insbesondere hinsichtlich der Effizienzsteigerung durch den Einsatz von abgestützten Flügeln.

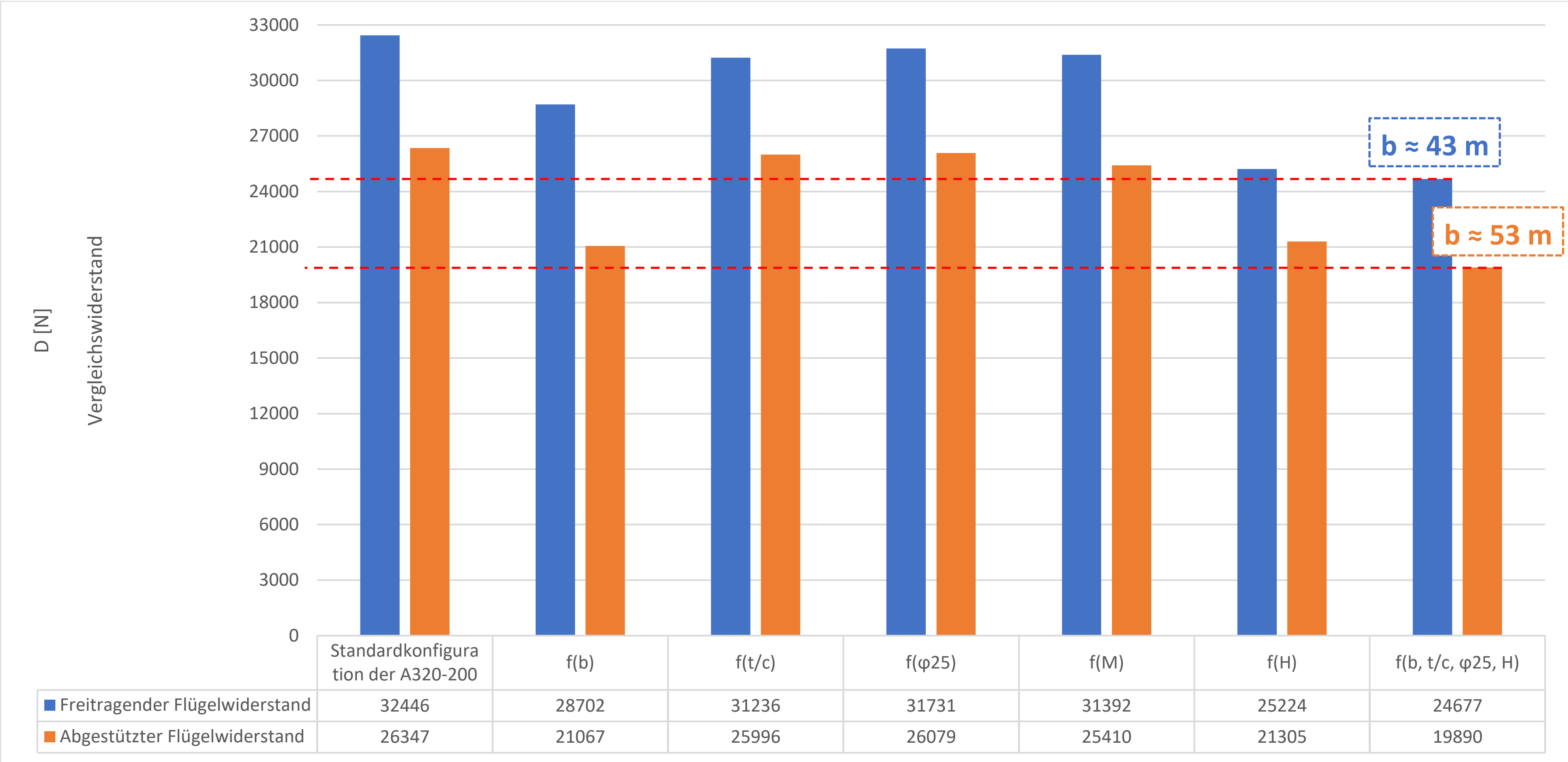


Bild 4.24 Widerstandswerte in optimierten freitragenden und abgestützten Flügelkonfigurationen im Vergleich zur Standardkonfiguration der A320-200

Tabelle 4.8 Prozentualer Widerstandsunterschied eines freitragenden und abgestützten Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	Standardkonfiguration der A320-200	f (b)	f (t/c)	f (φ_{25})	f (M)	f (H)	f (b, t/c, φ_{25}, H)
% Widerstandsunterschied	18,80	26,60	16,78	17,81	19,06	15,54	19,40

5 Flügelentwurf optimiert im Flugzeugentwurf mit OPerA

5.1 Beschreibung von OPerA

OPerA (Optimization in Preliminary Aircraft Design) ist ein Tool, das im Rahmen der Doktorarbeit von Michaela Nita an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg entwickelt wurde. Das vorrangige Ziel dieses Tools besteht darin, den vorläufigen Flugzeugentwurfsprozess zu optimieren und eine automatisierte Lösung für das Design von Flugzeugen bereitzustellen.

Das Tool ist Teil einer Suite von drei verschiedenen Ebenen von Flugzeugentwurfswerkzeugen, beginnend mit SAS (Simple Aircraft Sizing and Optimization), gefolgt von OPerA und PreSTo (Aircraft Preliminary Sizing Tool).

OPerA besteht aus einer Vielzahl von Modulen, zu denen die Abschätzung allgemeiner Parameter, die Vorläufige Dimensionierung, die Berechnung des maximalen Gleitverhältnisses im Reiseflug, die Abschätzung der benetzten Fläche, Interferenzfaktoren, die Abschätzung des Nullwiderstands, die Massenabschätzung, die Berechnung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs, die Berechnung der Direktbetriebskosten und die Optimierungseinstellungen gehören, um nur einige zu nennen. Diese Module unterstützen den Benutzer dabei, voroptimierte Flugzeugdesignparameter für weitere detaillierte Entwurfsphasen zu generieren.

Der Optimierungsprozess des Tools kann auf zwei Arten durchgeführt werden: entweder mithilfe der integrierten VBA-Algorithmen oder über die Schnittstelle mit Optimus. Der Benutzer kann dabei Steuerungsparameter festlegen, freie Parameter und Zielfunktionen auswählen und den Optimierungsprozess initiieren. Das übergeordnete Ziel besteht darin, optimale Flugzeugparameter zu ermitteln, die den gegebenen Missionsanforderungen gerecht werden. Dabei können Zielsetzungen wie die Minimierung von Kosten oder die Reduzierung der Kraftstoffmasse berücksichtigt werden.

Insgesamt bietet OPerA eine automatisierte Lösung für den vorläufigen Flugzeugentwurfsprozess und integriert dabei Optimierungsfunktionen, um die besten Designparameter unter bestimmten Bedingungen zu ermitteln. Das Tool trägt dazu bei, den Flugzeugdesignprozess zu vereinfachen und die Effizienz der Flugzeugentwicklung zu steigern.

Für weiterführende Informationen und detaillierte Einblicke in OPerA wird empfohlen, die Doktorarbeit von Nita 2013 zu konsultieren.

5.2 Parametervariationen

In diesem Abschnitt wird die Durchführung der Parametervariationen für einen freitragenden Flügel basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200 untersucht. Die betrachteten Parameter, nämlich die Streckung, die Pfeilung der 25 %-Linie und die Machzahl, sowie die zugehörigen Wertebereiche, innerhalb derer die Variationen durchgeführt werden, sind in Tabelle 5.1 aufgeführt.

Tabelle 5.1 Parameter und Wertebereiche für die Durchführung der Parametervariationen

Parameter	Wertebereich	Einheit
A	8 … 20	-
φ_{25}	0 … 35	°
M	0,6 … 0,84	-

Im Folgenden wird eine Reihe von Diagrammen präsentiert, die eine detaillierte Darstellung der unterschiedlichen Parametervariationen bieten. Das Ziel dieser Diagramme besteht darin, die Auswirkungen dieser Parameter auf die Kraftstoffmasse, die Abflugmasse und die direkten Betriebskosten (DOC) zu untersuchen.

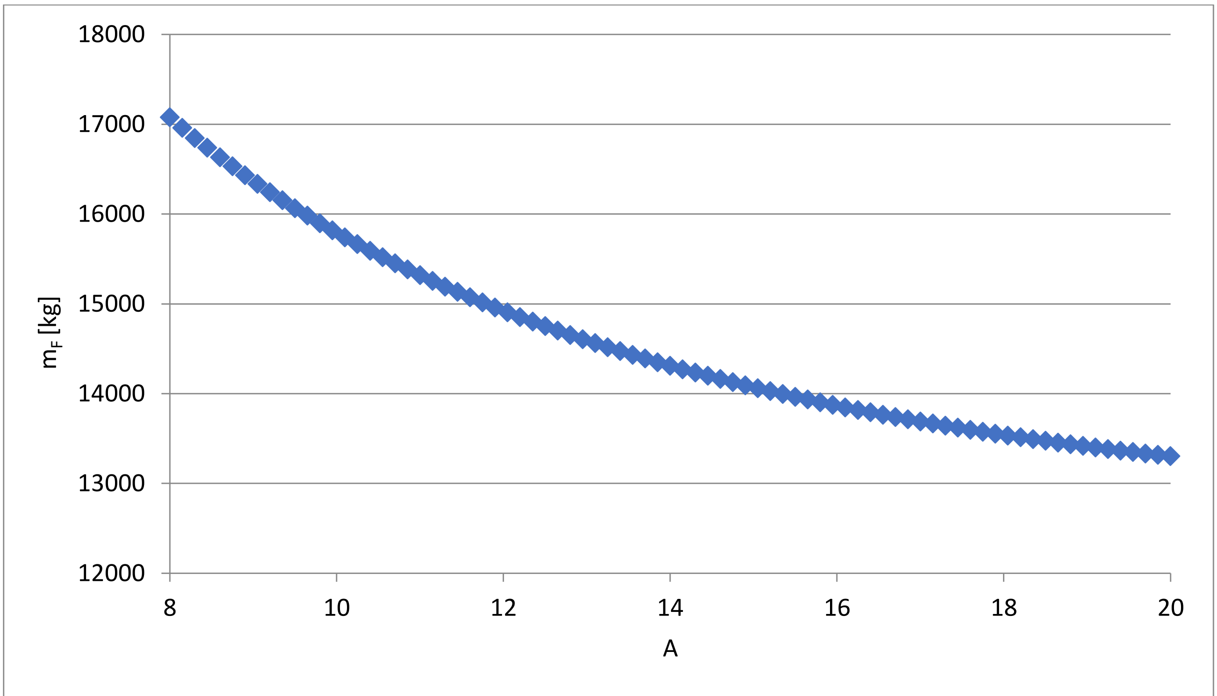


Bild 5.1 Auswirkung der Streckung auf die Kraftstoffmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 5.1 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen der Flügelstreckung und der Kraftstoffmasse. Es ist deutlich erkennbar, dass eine Erhöhung der Flügelstreckung zu einer deutlichen Verringerung der Kraftstoffmasse führt. Zum Beispiel beträgt die Kraftstoffmasse bei einer Flügelstreckung von 8 etwa 17000 kg, während sie bei einer Flügelstreckung von 20 etwa 13300 kg beträgt.

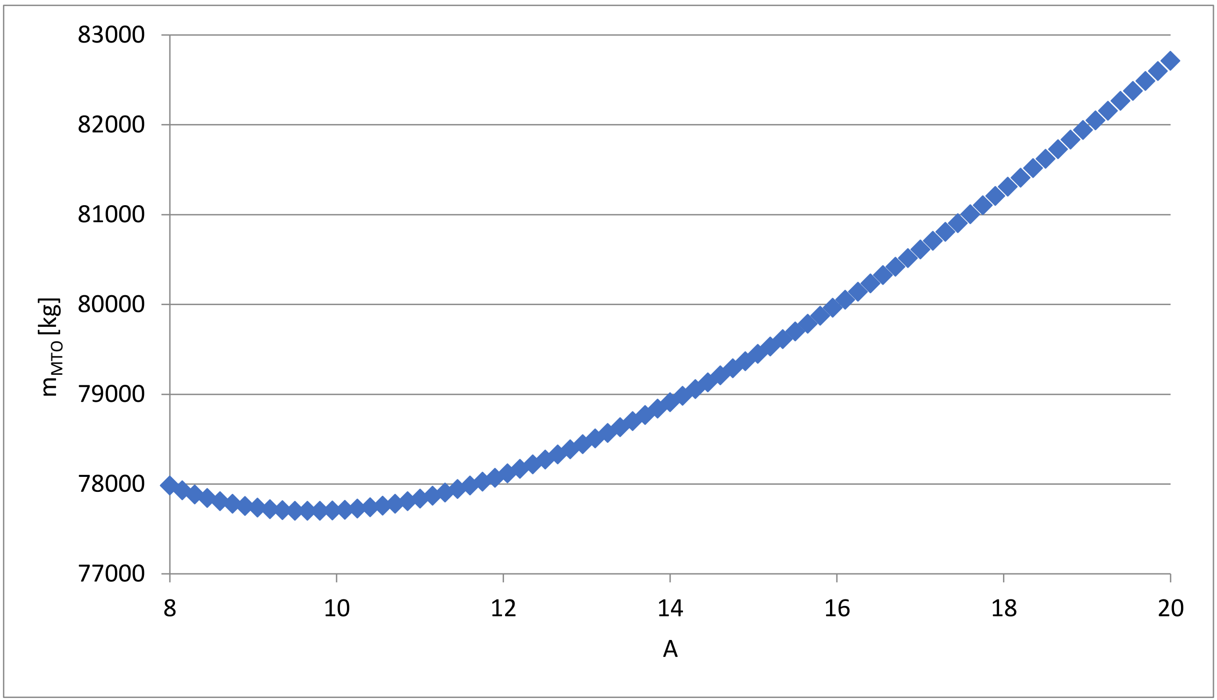


Bild 5.2 Auswirkung der Streckung auf die Abflugmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 5.2 ist die Abflugmasse in Abhängigkeit von der Streckung dargestellt. Die dargestellte Kurve zeigt einen leichten Abwärtstrend, der zu einem Minimum führt, gefolgt von einem Anstieg der Abflugmasse bei höheren Streckungswerten. Deutlich erkennbar ist, dass das Minimum der Abflugmasse bei einer Streckung von etwa 9,7 auftritt und einen Wert von ungefähr 77700 kg aufweist.

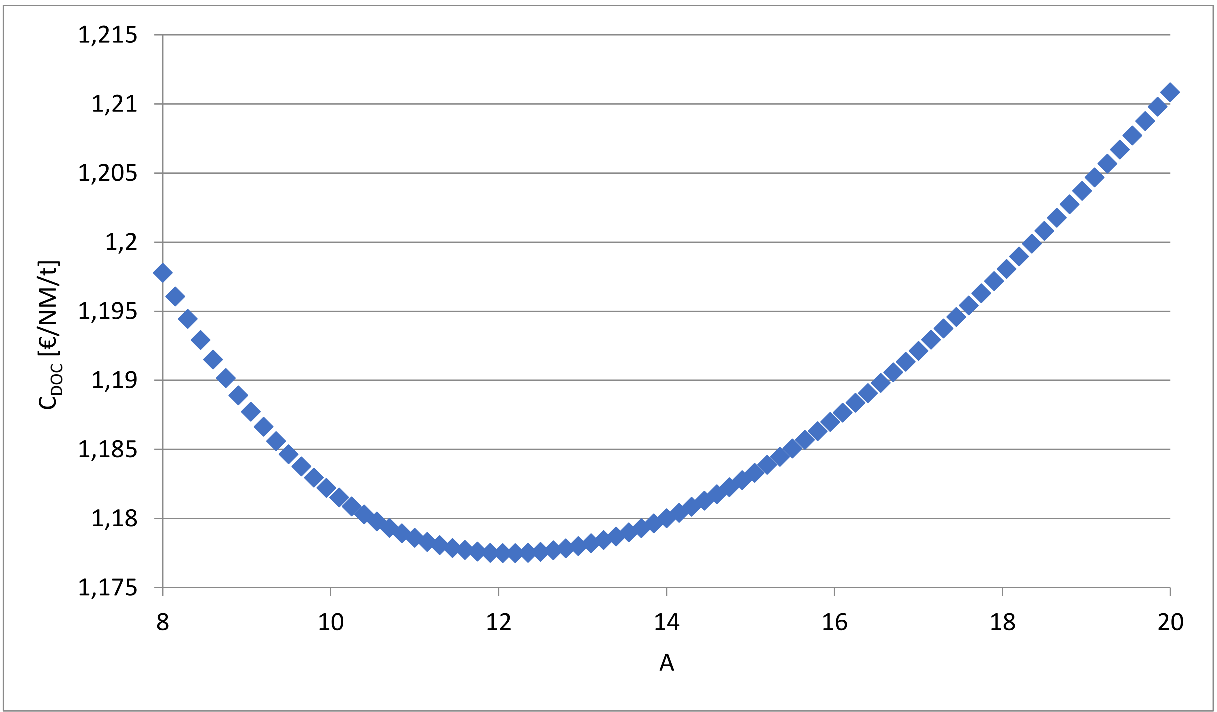


Bild 5.3 Auswirkung der Streckung auf die DOC eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 5.3 illustriert die Beziehung zwischen der Streckung und der DOC. Die dargestellte Kurve zeigt einen deutlichen Abwärtstrend der DOC bei geringeren Streckungswerten, der bis zum Erreichen eines Minimums anhält. Das Minimum der DOC liegt bei etwa 1,177 €/NM/t und wird bei einer Streckung von ungefähr 12 erreicht. Nach Erreichen dieses Minimums zeigt die Kurve einen anschließenden Anstieg der DOC mit steigenden Streckungswerten.

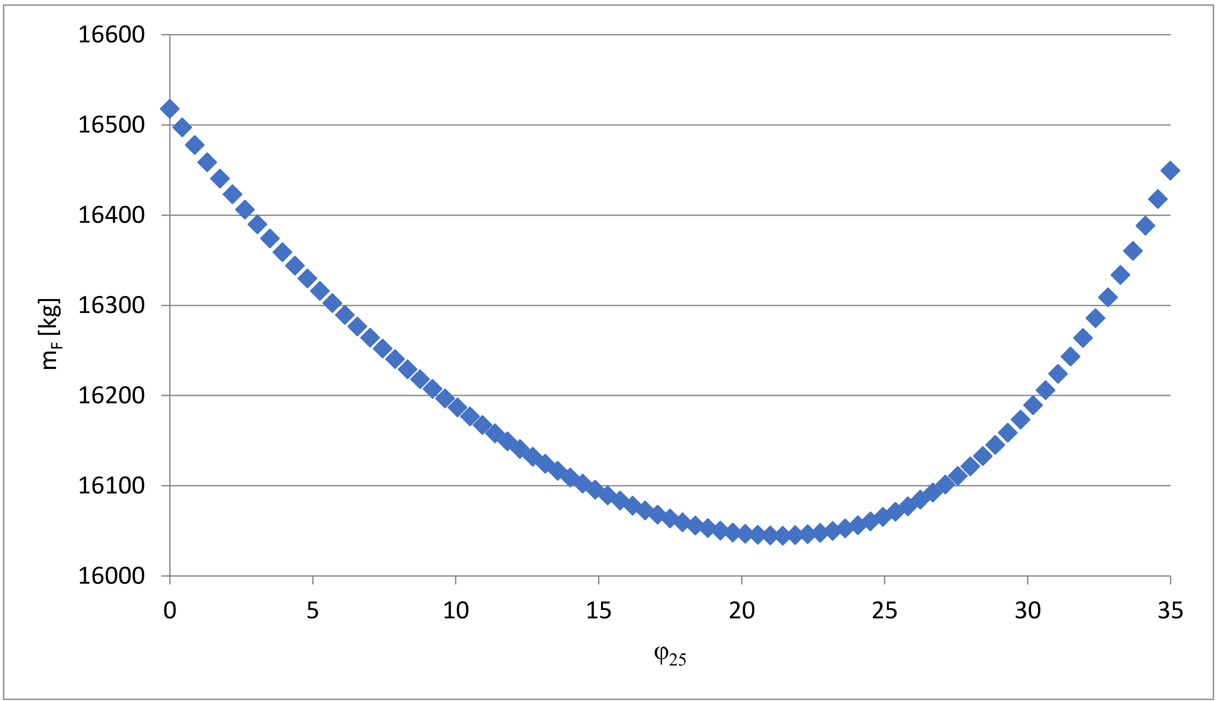


Bild 5.4 Auswirkung der Pfeilung auf die Kraftstoffmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

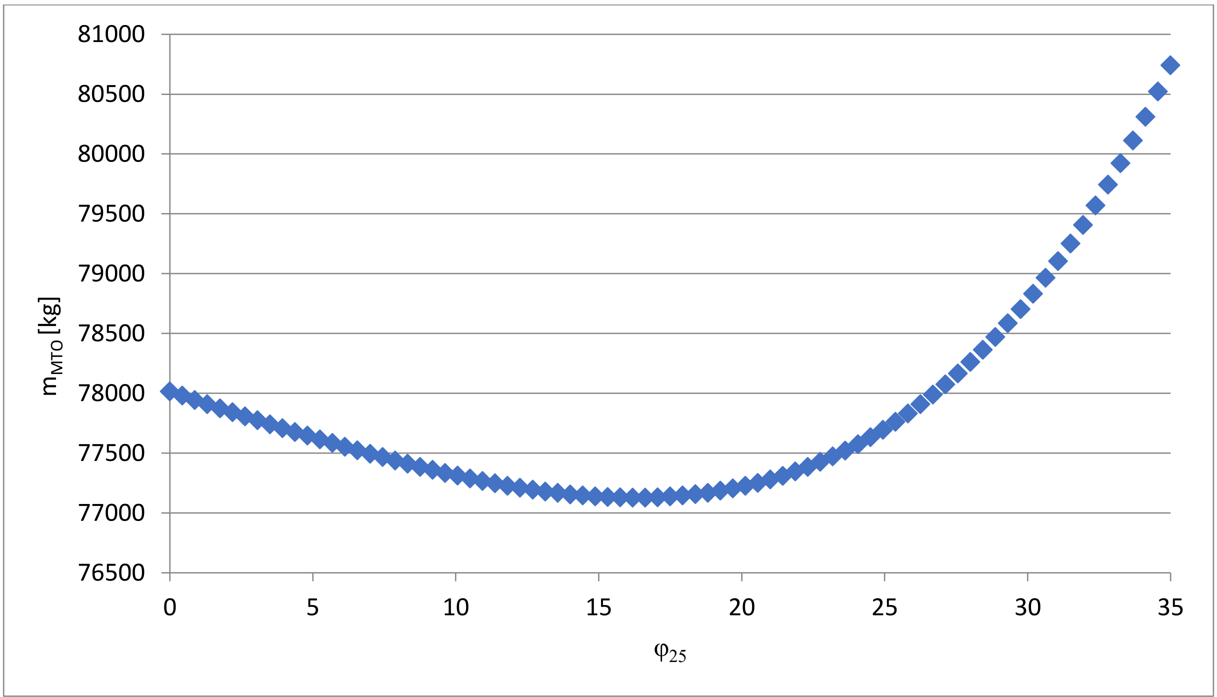


Bild 5.5 Auswirkung der Pfeilung auf die Abflugmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 5.4 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen der Pfeilung und der Kraftstoffmasse. Die dargestellte Kurve zeigt einen deutlichen Abwärtstrend der Kraftstoffmasse bei geringeren Pfeilungswerten, der bis zum Erreichen eines Minimums anhält. Das Minimum der Kraftstoffmasse liegt bei etwa 16040 kg und wird bei einer Pfeilung von ungefähr 21° erreicht. Nach Erreichen dieses Minimums zeigt die Kurve einen anschließenden Anstieg der Kraftstoffmasse mit steigenden Pfeilungswerten.

In Bild 5.5 ist die Abflugsmasse in Abhängigkeit von der Pfeilung dargestellt. Die dargestellte Kurve zeigt einen leichten Abwärtstrend, der zu einem Minimum führt, gefolgt von einem Anstieg der Abflugsmasse bei höheren Pfeilungswerten. Deutlich erkennbar ist, dass das Minimum der Abflugmasse bei einer Pfeilung von etwa 16° auftritt und einen Wert von ungefähr 77100 kg aufweist.

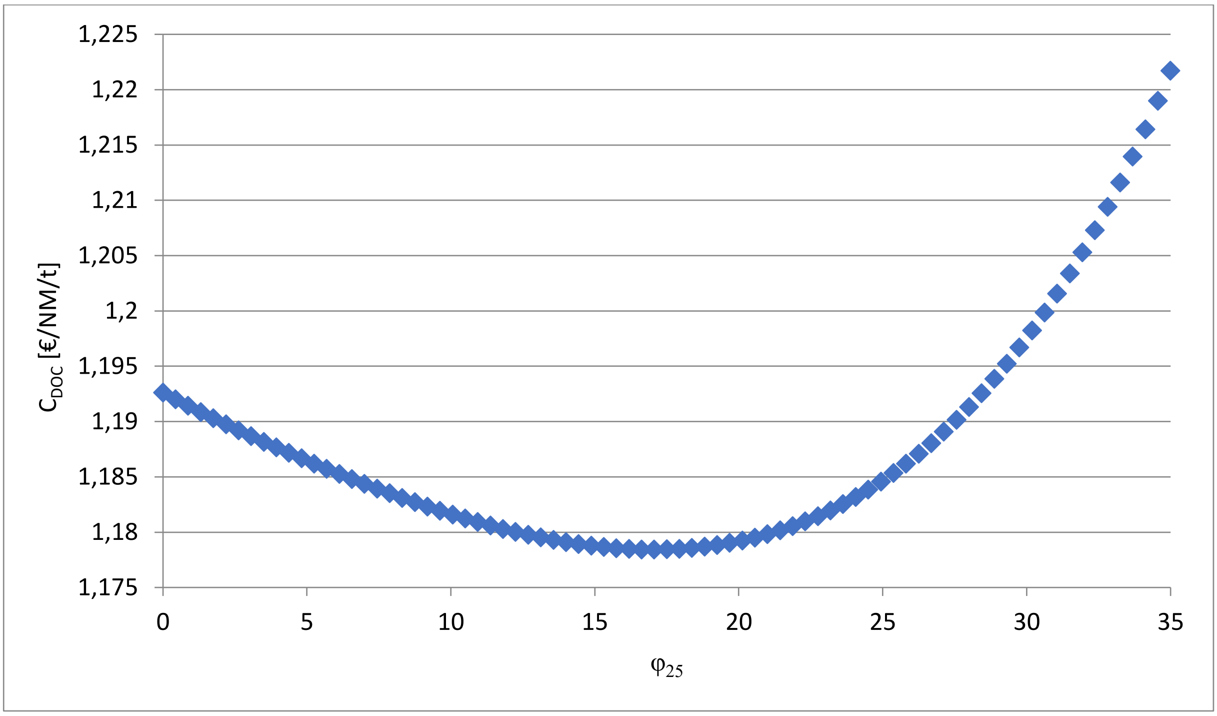


Bild 5.6 Auswirkung der Pfeilung auf die DOC eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 5.6 ist die DOC in Abhängigkeit von der Pfeilung dargestellt. Die dargestellte Kurve zeigt einen leichten Abwärtstrend, der zu einem Minimum führt, gefolgt von einem Anstieg der DOC bei höheren Streckungswerten. Deutlich erkennbar ist, dass das Minimum der DOC bei einer Pfeilung von etwa 17° auftritt und einen Wert von ungefähr 1,178 €/NM/t aufweist.

Bild 5.7 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen der Machzahl und der Kraftstoffmasse. Die dargestellte Kurve zeigt einen deutlichen Abwärtstrend der Kraftstoffmasse bei geringeren Machzahlwerten, der bis zum Erreichen eines Minimums anhält. Das Minimum der Kraftstoffmasse liegt bei etwa 15700 kg und wird bei einer Machzahl von ungefähr 0,72 erreicht. Nach Erreichen dieses Minimums zeigt die Kurve einen anschließenden Anstieg der Kraftstoffmasse mit steigenden Machzahlwerten.

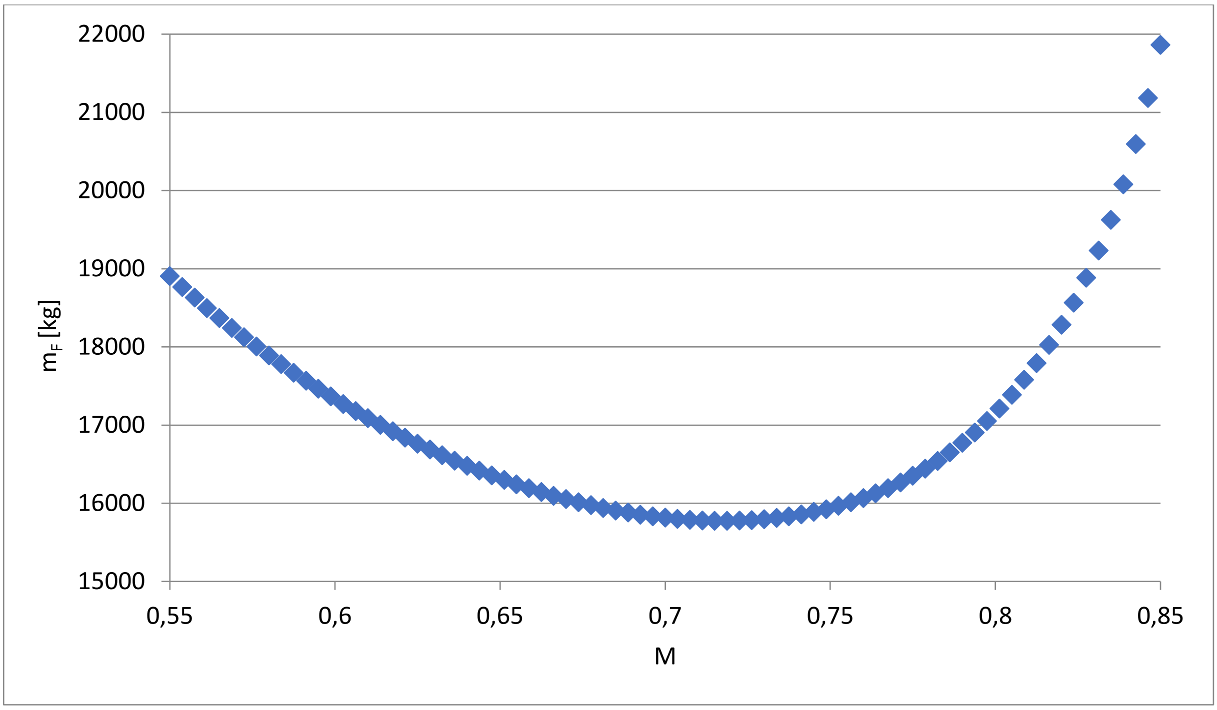


Bild 5.7 Auswirkung der Machzahl auf die Kraftstoffmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

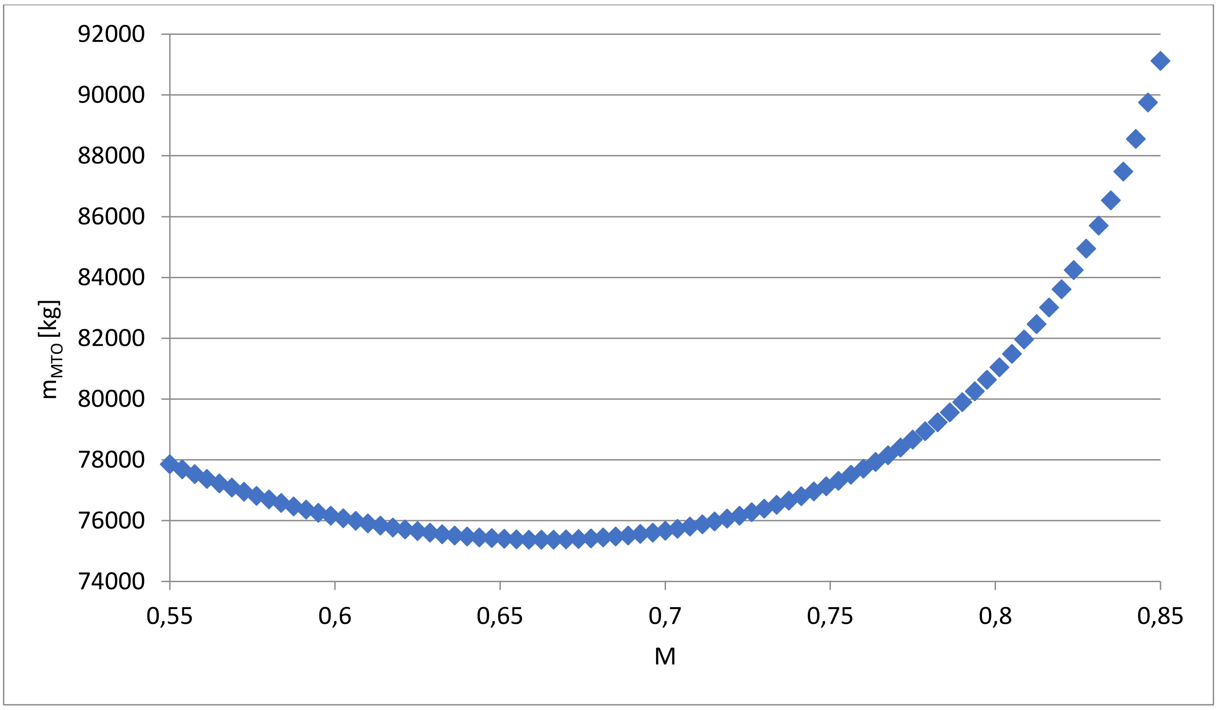


Bild 5.8 Auswirkung der Machzahl auf die Abflugmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

In Bild 5.8 ist die Abflugmasse in Abhängigkeit von der Machzahl dargestellt. Die dargestellte Kurve zeigt einen leichten Abwärtstrend, der zu einem Minimum führt, gefolgt von einem Anstieg der Abflugmasse bei höheren Machzahlwerten. Deutlich erkennbar ist, dass das Minimum der Abflugmasse bei einer Machzahl von etwa 0,66 auftritt und einen Wert von ungefähr 75300 kg aufweist.

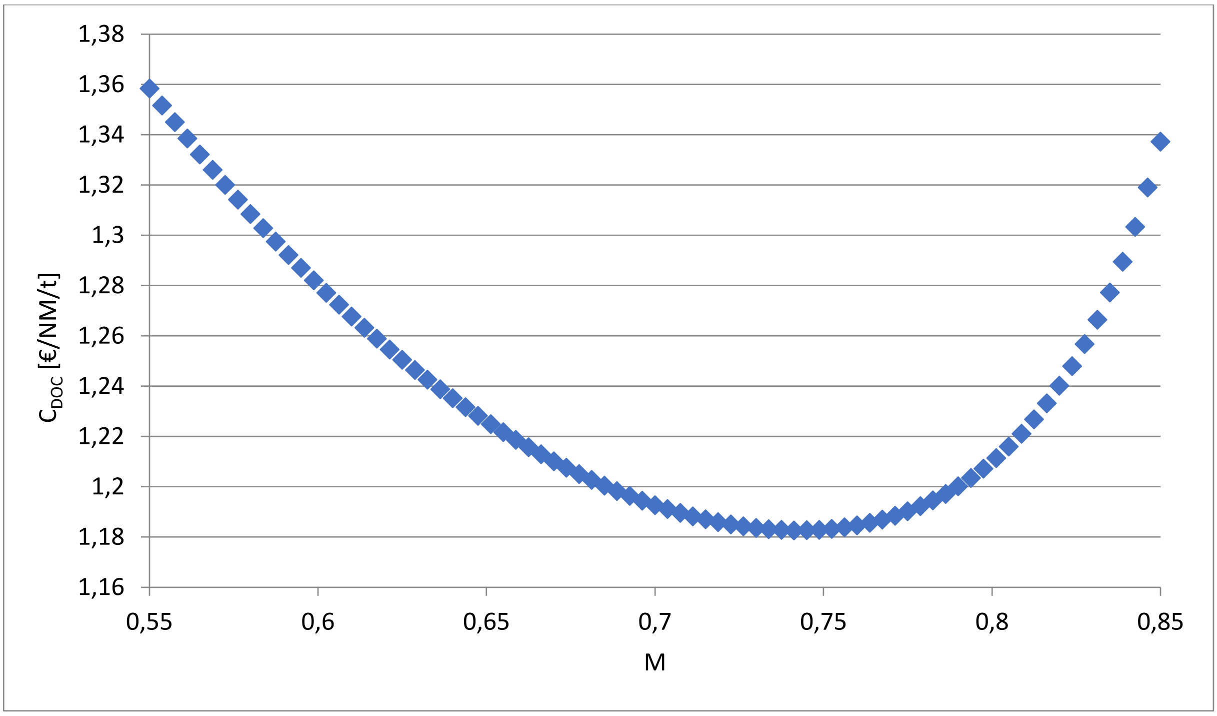


Bild 5.9 Auswirkung der Machzahl auf die DOC eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

Bild 5.9 illustriert die Beziehung zwischen der Machzahl und der DOC. Die dargestellte Kurve zeigt einen deutlichen Abwärtstrend der DOC bei geringeren Machzahlwerten, der bis zum Erreichen eines Minimums anhält. Das Minimum der DOC liegt bei etwa 1,182 €/NM/t und wird bei einer Machzahl von ungefähr 0,74 erreicht. Nach Erreichen dieses Minimums zeigt die Kurve einen anschließenden Anstieg der DOC mit steigenden Machzahlwerten.

5.3 Optimierungsergebnisse

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse zur Minimierung der Kraftstoffmasse, der Abflugmasse und der direkten Betriebskosten (DOC) für einen freitragenden Flügel auf Basis der Standardkonfiguration der A320-200 präsentiert. Im Rahmen der Optimierung wurden verschiedene Parameter, nämlich die Streckung, die Pfeilung der 25 %-Linie und die Machzahl betrachtet.

Tabelle 5.2 zeigt die Ergebnisse zur Minimierung der Kraftstoffmasse. Während des Optimierungsprozesses wurden die betrachteten Parameter sowohl einzeln als auch in Kombination variiert, um den Einfluss der einzelnen Parameter und ihrer Kombinationen auf die Kraftstoffmasse zu bewerten. Die Ergebnisse deuten darauf hin, dass die kombinierte Optimierung mehrerer Parameter zu einem größeren prozentualen Unterschied führt im Vergleich zur separaten Optimierung einzelner Parameter. Zum Beispiel ergibt sich bei einer Optimierung der Streckung eine Reduktion der Kraftstoffmasse um 16,18 %, während sich dieser Wert auf

20,39 % erhöht, wenn sowohl die Spannweite als auch die Machzahl gemeinsam optimiert werden. Die Optimierung unter Verwendung einer Kombination aus Streckung, Pfeilung und Machzahl führt zu einer Kraftstoffmasse von 12674 kg, die im Vergleich zu anderen Optimierungsergebnissen am geringsten ist. Durch diese Optimierung wurde die Kraftstoffmasse im Vergleich zur Standardkonfiguration der A320-200 um 21,12 % signifikant reduziert.

In Tabelle 5.3 sind die Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse aufgeführt, während Tabelle 5.4 die Ergebnisse zur Minimierung der direkten Betriebskosten (DOC) präsentiert. In beiden Optimierungsprozessen wurden die Parameter Spannweite, Pfeilung der 25 %-Linie und Machzahl gleichzeitig optimiert.

Die Minimierung der Abflugmasse ergibt eine Spannweite von etwa 36,65 m, während die Minimierung der DOC eine Spannweite von 39,34 m ergibt. Der prozentuale Unterschied zwischen diesen beiden Werten beträgt nur 7,23 %. Die Minimierung der Kraftstoffmasse ergibt eine Spannweite von 49,63 m, und ist damit deutlich entfernt von der optimalen Spannweite zur Minimierung der DOC. Dies verdeutlicht, dass die Abflugmasse effektiv als Ersatzgröße (Proxy) für die direkten Betriebskosten verwendet werden kann.

Tabelle 5.2 Ergebnisse zur Minimierung der Kraftstoffmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	A [-]	φ_{25} [°]	M [-]	b [m]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{F,\,min}$ [kg]	% Unterschied der Kraftstoffmasse nach der Optimierung
f(A)	18,56	-	-	50,24	81669	136,01	11417	13466	-16,18
f(φ_{25})	-	21,23	-	34,48	77296	125,15	6659	16045	-0,13
f(M)	-	-	0,72	34,68	76025	126,60	6238	15774	-1,82
f (A, φ_{25})	18,37	22,64	-	49,39	81195	132,78	11239	13458	-16,24
f (A, M)	19,62	-	0,69	50,63	78451	130,64	10441	12790	-20,39
f (φ_{25}, M)	-	19,80	0,72	33,89	75383	120,92	6034	15746	-2,00
f (A, φ_{25}, M)	19,88	20,09	0,68	49,62	77056	123,83	9920	12674	-21,12

Tabelle 5.3 Ergebnisse zur Minimierung der Abflugmasse eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	A [-]	φ_{25} [°]	M [-]	b [m]	S_W [m²]	m_W [kg]	$m_{MTO,\,min}$ [kg]	% Unterschied der Abflugmasse nach der Optimierung
f (A, φ_{25}, M)	12,01	7,04	0,65	36,65	111,92	6077	73594	-5,29

Tabelle 5.4 Ergebnisse zur Minimierung der DOC eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	A [-]	φ_{25} [°]	M [-]	b [m]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	$C_{DOC,min}$ [€/NM/t]	% Unterschied der DOC nach der Optimierung
f (A, φ_{25}, M)	13,22	13,22	0,69	39,35	75507	117,06	7650	1,16	-1,98

6 Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO und OPerA

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse von Wing-MDO und OPerA verglichen. Dabei werden die Ergebnisse der Widerstandsminimierung, erzielt mit Wing-MDO-1, mit den Ergebnissen der Kraftstoffmassenminimierung, erreicht durch OPerA, verglichen. Darüber hinaus erfolgt ein Vergleich zwischen den Ergebnissen zur Minimierung der Abflugmasse, die unter Verwendung von Wing-MDO-2 erzielt wurden, und den Ergebnissen zur Minimierung der Abflugmasse durch OPerA. Zudem werden die Ergebnisse der Minimierung der direkten Betriebskosten (DOC) unter Verwendung von OPerA mit den Ergebnissen zur Minimierung der Abflugmasse mittels Wing-MDO-2 verglichen. Diese Ergebnisse sind in Tabelle 6.1 dargestellt.

Es zeigt sich, dass die Minimierung des Widerstands mithilfe von Wing-MDO-1 eine Spannweite von etwa 52,9 m erzielte, während OPerA eine Spannweite von etwa 49,6 m erzielte, um die Zielfunktion der Kraftstoffmassenminimierung zu erfüllen. Die Differenz zwischen diesen Werten beträgt 3,3 m, was einer prozentualen Abweichung von nur 6,65 % entspricht.

Die Minimierung der Abflugmasse mithilfe von Wing-MDO-2 führte zu einer Spannweite von 36,65 m. Es ist anzumerken, dass der Parameter $k_{k,MG}$ so angepasst wurde, dass sowohl Wing-MDO-2 als auch OPerA dieselbe Spannweite bei der Abflugmassenminimierung aufwiesen, wie zuvor erwähnt. Trotz dieser Angleichung gibt es Unterschiede in anderen Parametern zwischen Wing-MDO-2 und OPerA. Zum Beispiel betrug die berechnete Machzahl bei Wing-MDO-2 0,73, während OPerA einen Wert von 0,65 aufwies. In Bezug auf die Abflugmasse belief sich der Wert bei Wing-MDO-2 auf 67065 kg, während OPerA 73594 kg ergab.

Die Minimierung der DOC unter Verwendung von OPerA führte zu einer Spannweite von 39,35 m. Der prozentuale Unterschied zwischen dieser Spannweite und derjenigen, die bei der Abflugmassenminimierung mit Wing-MDO-2 erzielt wurde, beträgt lediglich 7,23 %.

Bild 6.1 stellt die prozentualen Unterschiede im Widerstand nach der Optimierung mit Wing-MDO-1 und die prozentualen Unterschiede in der Kraftstoffmasse nach der Optimierung mit OPerA mittels Balkendiagrammen in Verbindung mit den entsprechenden Parametern. Diese Art der Visualisierung ermöglicht eine effiziente und umfassende Betrachtung und bietet eine klare Übersicht über die Ergebnisse von Wing-MDO-1 und OPerA.

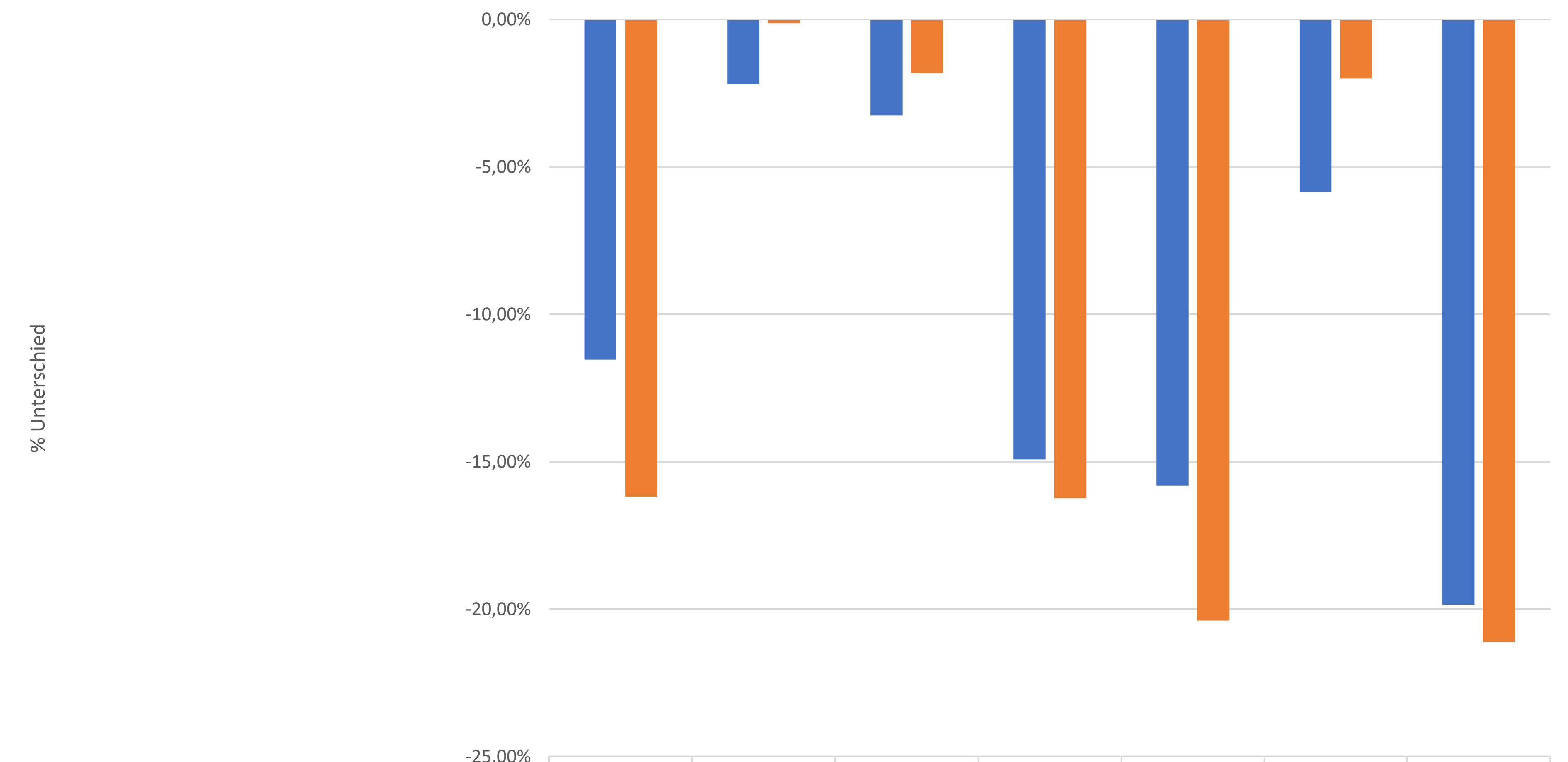
Die Analyse zeigt, dass der prozentuale Unterschied im Widerstand nahezu identisch mit dem prozentualen Unterschied in der Kraftstoffmasse ist. Zum Beispiel beträgt der prozentuale Unterschied im Widerstand bei alleiniger Optimierung der Spannweite -11,54 %, während der prozentuale Unterschied in der Kraftstoffmasse -16,18 % beträgt. Ebenso führt die Optimie-

rung unter Verwendung einer Kombination aus Spannweite, Pfeilung und Machzahl zu einem prozentualen Unterschied im Widerstand von -19,85 % und einem prozentualen Unterschied in der Kraftstoffmasse von -21,12 %.

Die Ergebnisse zeigen, dass sowohl Wing-MDO als auch OPerA vergleichbare Ergebnisse erzielen. Die Auswahl zwischen den Programmen (Wing-MDO-1, Wing-MDO-2 und OPerA) hängt von der spezifischen Zielfunktion ab. Wenn der Schwerpunkt auf der Widerstandsminimierung liegt, könnte Wing-MDO-1 aufgrund seiner schnelleren Berechnungen bevorzugt werden. Andererseits, wenn die Zielfunktion auf die Minimierung der Abflugmasse abzielt, die als Ersatzgröße für die direkten Betriebskosten (DOC) dienen kann, könnte Wing-MDO-2 genutzt werden. Wenn jedoch ein vollständiger Flugzeugentwurf erforderlich ist, der viele Iterationen und eine umfassende DOC-Berechnung erfordert, dann müsste OPerA genutzt werden.

Tabelle 6.1 Ergebnisse zur Minimierung von Widerstand, Kraftstoffmasse, Abflugmasse und DOC eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320-200

	Ziel-funktionen	b [m]	φ_{25} [°]	M [-]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]
f (b, φ_{25}, M)$_{,Wing\text{-}MDO\text{-}1}$	D_{min}	52,91	9,26	0,71	17,38	96738	161,10	11788
f (A, φ_{25}, M)$_{,OPerA}$	$m_{F,min}$	49,62	20,09	0,68	19,88	77056	123,83	9920
f (b, φ_{25}, M)$_{,Wing\text{-}MDO\text{-}2}$	$m_{MTO,min}$	36,65	6,95	0,73	12,03	67065	111,68	6986
f (A, φ_{25}, M)$_{,OPerA}$	$m_{MTO,min}$	36,65	7,04	0,65	12,01	73594	111,92	6077
f (A, φ_{25}, M)$_{,OPerA}$	$C_{DOC,min}$	39,35	13,22	0,69	13,22	75507	117,06	7650



	f(b) I f(A)	f(φ25)	f(M)	f(b, φ25) I f(A, φ25)	f(b,M) I f(A, M)	f(φ25,M)	f(b, φ25, M) I f(A, φ25, M)
% Unterschied im Widerstand nach der Optimierung, Wing-MDO-1	-11,54%	-2,20%	-3,25%	-14,93%	-15,81%	-5,86%	-19,85%
% Unterschied in der Kraftstoffmasse nach der Optimierung, OPerA	-16,18%	-0,13%	-1,82%	-16,24%	-20,39%	-2,00%	-21,12%

Bild 6.1 Prozentuale Unterschiede im Widerstand und in der Kraftstoffmasse nach der Optimierung mit Wing-MDO-1 und OPerA

7 Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO und der Literaturrecherche

In Abschnitt 3 wurden bereits mehrere Studien präsentiert, die die Methode der multidisziplinären Designoptimierung (MDO) zur Verbesserung des Flügeldesigns angewendet haben, darunter die Arbeit von Hoogervorst 2015. Diese Studie wird für den Vergleich der Ergebnisse von Wing-MDO-1 herangezogen und gezielt ausgewählt, da sowohl die vorliegende Masterarbeit als auch die Studie von Hoogervorst 2015 ein gemeinsames Optimierungsziel verfolgen – nämlich die Minimierung des Widerstands durch die Optimierung der Flügelgeometrie des Airbus A320. Diese Parallelität ermöglicht einen präzisen und aussagekräftigen Vergleich zwischen beiden Arbeiten.

Im Folgenden werden die wesentlichen Ergebnisse der Studie von Hoogervorst 2015 in detailreicher Form vorgestellt. Dabei liegt der Fokus auf einer aerostrukturellen Optimierung, die unter Anwendung des Sensitivitätsansatzes mittels Finite Differenzen (FD) durchgeführt wurde.

Das Treibstoffgewicht wurde um mehr als 11 % reduziert, begleitet von einer 6 % Verringerung des Flügelgewichts. Diese kombinierten Verbesserungen führten zu einer Gesamtreduktion der Abflugmasse um über 3 % (Hoogervorst 2015).

Die Abnahme des Flügelgewichts ist direkt auf die Anpassung des Pfeilwinkels zurückzuführen, der von ursprünglich 27,5° auf 20,2° reduziert wurde. Obwohl dieser Effekt durch die Erweiterung der halben Flügelspannweite von 16,96 m auf 19,57 m um 15 % abgeschwächt wird, ergibt sich dennoch eine deutliche Reduzierung des gesamten Flügelgewichts (Hoogervorst 2015).

Die Streckung erhöhte sich von 9,25 auf 11,55 und die Flügelfläche wurde von 62,18 m² auf 66,32 m² erweitert, was einer Steigerung von 7 % entspricht. Insgesamt führten diese Anpassungen zu einer Reduktion des Gesamtwiderstandskoeffizienten von 0,0195 auf 0,0142, was eine erhebliche Verbesserung der Effizienz darstellt (Hoogervorst 2015).

Die Ergebnisse der Widerstandsminimierung für einen freitragenden Flügel, basierend auf der Standardkonfiguration der A320, errechnet sowohl durch Wing-MDO-1 als auch durch Hoogervorst 2015, sind in Tabelle 7.1 dargestellt.

Bei der Betrachtung der halben Spannweite zeigt sich, dass Wing-MDO-1 einen Wert von 21,26 m berechnet, während in der Arbeit von Hoogervorst 2015 einen Wert von 19,57 m angegeben wird. Die Differenz zwischen diesen Werten beläuft sich auf 1,69 m, was einer prozentualen Abweichung von nur 8,64 % entspricht. Bei einem Vergleich der Pfeilungswerte zeigt sich jedoch eine signifikante Differenz. Wing-MDO-1 erreicht eine Pfeilung von 14,4°,

während Hoogervorst 2015 einen Wert von 20,2° verzeichnet. Die prozentuale Abweichung zwischen diesen Werten beträgt 28,71 %. Diese Abweichung kann möglicherweise darauf zurückzuführen sein, dass die Machzahl bei der Optimierung in der Arbeit von Hoogervorst 2015 nicht berücksichtigt wurde, im Gegensatz zur Optimierung durch Wing-MDO-1.

Die Flügelmasse weist in Wing-MDO-1 einen Wert von 8148 kg auf, während sie in der Arbeit von Hoogervorst 2015 bei 8270 kg liegt. Die geringfügige Abweichung zwischen diesen Werten beläuft sich auf 122 kg, was einer prozentualen Abweichung von nur 1,48 % entspricht. Bezüglich der Abflugmasse zeigt sich hingegen eine signifikante Differenz: Wing-MDO-1 gibt eine Abflugmasse von 82157 kg an, während Hoogervorst 2015 eine Abflugmasse von 70948 kg verzeichnet. Die prozentuale Abweichung zwischen diesen Werten beträgt 15,80 %. Die Ursache dieser Abweichung kann darauf zurückzuführen sein, dass in der Studie von Hoogervorst 2015 die Software SU2 für die Optimierung verwendet wurde. SU2 legt den Schwerpunkt hauptsächlich auf die Optimierung der aerodynamischen Formgebung und berücksichtigt nicht den gesamten Flugzeugentwurf.

Die Flügelfläche, berechnet durch Wing-MDO-1, beträgt 68,40 m², während diese bei der Arbeit von Hoogervorst 2015 mit 66,32 m² angegeben wird. Die geringfügige Abweichung zwischen diesen Werten beläuft sich auf 2,08 m², was einer prozentualen Abweichung von nur 3,14 % entspricht. In Bezug auf den Widerstandsbeiwert ergibt sich bei Wing-MDO-1 ein Wert von 0,0136 im Vergleich zu 0,0142 in der Arbeit von Hoogervorst 2015. Die prozentuale Differenz zwischen diesen Werten beträgt nur 4,23 %.

Zusammenfassend lässt sich aus dem Vergleich der Parameteroptimierung für das Flügeldesign basierend auf der Flügelgeometrie des Airbus A320 schließen, dass trotz unterschiedlicher Optimierungsansätze von Wing-MDO-1 und der Arbeit von Hoogervorst 2015 beide zu vergleichbaren Ergebnissen führen können. Es ist jedoch zu beachten, dass die Optimierung durch Wing-MDO-1 schneller ist als die in der Studie von Hoogervorst 2015 durchgeführte Optimierung.

Tabelle 7.1 Ergebnisse zur Minimierung des Widerstands eines freitragenden Flügels basierend auf der Standardkonfiguration der A320 mithilfe von Wing-MDO-1 und Hoogervorst 2015

	$b/2$ [m]	φ_{25} [°]	A [-]	m_{MTO} [kg]	S_W [m²]	m_W [kg]	C_D [-]
Wing-MDO-1	21,26	14,4	13,22	82157	68,40	8148	0,0136
Hoogervorst 2015	19,57	20,2	11,55	70948	66,32	8270	0,0142
% Differenz	8,64	28,71	14,46	15,80	3,14	1,48	4,23

8 Effizienter Flügel hoher Spannweite für die nächste Flugzeuggeneration

Im Abschnitt 4.5 wurde gezeigt, dass der abgestützte Flügel bei einer Begrenzung der Spannweite auf 34,1 m im Vergleich zum freitragenden Flügel eine höhere Effizienz aufweist. Auch ohne eine solche Spannweitenbegrenzung bleibt der abgestützte Flügel effizienter als der freitragende Flügel. Bei einer Optimierung unter Berücksichtigung einer Kombination aus Spannweite, relativer Profildicke, Pfeilung und Flughöhe zur Minimierung des Widerstands wurde festgestellt, dass der abgestützte Flügel bei einer Spannweite von etwa 53 m seine optimale Effizienz erreicht, während der freitragende Flügel bei einer Spannweite von etwa 43 m seine optimale Effizienz aufweist. Dies stellt eine signifikante Steigerung gegenüber der Spannweite konventioneller Flugzeuge dar, wie beispielsweise Flugzeuge in der Airbus A320-Familie mit einer Spannweite von etwa 34 m (Lufthansa Group 2023), Flugzeuge der Boeing 737-Familie mit einer etwas größeren Spannweite von ungefähr 35 m und die Boeing 757-200 mit einer noch größeren Spannweite von rund 38 m (Sebayang 2023). Dies unterstreicht die herausragende Bedeutung der Spannweite für die Leistung und Effizienz von Flugzeugen.

Interessanterweise spiegeln die aktuellen Vorschläge von Boeing für ein Kurz-Mittelstreckenflugzeug der nächsten Flugzeuggeneration, das als Ersatz für die B737 Max dienen soll, genau die Ergebnisse dieser Arbeit wider. In Zusammenarbeit mit der NASA arbeitet Boeing derzeit an einem neuen Programm namens „Sustainable Flight Demonstrator", das auf dem Konzept des „Transonic Truss-Braced Wing" basiert (Bardan 2023). Dieser innovative Flügeltyp wird als X-66A bezeichnet (Ebner 2023).

Die Boeing X-66A soll mit einem schmalen, abgestrebten Flügel hoher Streckung ausgestattet, der eine Spannweite von fast 52 m aufweist (Sebayang 2023). Dieser Flügel dient dazu, den Luftwiderstand zu reduzieren und ermöglicht gleichzeitig die Integration zusätzlicher Komponenten oder Technologien, wie beispielsweise effizientere Antriebssysteme. Auf diese Weise wird die Gesamtleistung und Nachhaltigkeit des Flugzeugs signifikant verbessert (Ebner 2023). Eine Illustration von Boeing X-66A ist in Bild 8.1 dargestellt.

Die Effizienz eines Flugzeugs hängt natürlich nicht nur von der optimalen Gestaltung des Flügels ab, sondern auch von der Wahl effizienter Triebwerke. In diesem Zusammenhang setzt das Gemeinschaftsprojekt von Boeing und der NASA für ein nachhaltigeres Passagierflugzeug auf einen Open-Rotor-Antrieb (Airliners.de 2023a). Diese Triebwerkstechnologie wird bereits von Airbus in Erwägung gezogen, möglicherweise auch für einen zukünftigen A320-Neo-Nachfolger (Airliners.de 2023b).

Ein Open-Rotor-Triebwerk ist ein fortschrittlicher Flugzeugantrieb mit offenen, nicht-verkleideten Rotoren. Es besteht aus großen gegenläufigen Propellern, die von Gasturbinen-

motoren angetrieben werden. Diese Bauweise ermöglicht eine effizientere Nutzung des Luftstroms und eine höhere Schubkraft bei geringerem Treibstoffverbrauch. Open-Rotor-Triebwerke gelten als vielversprechende Technologie zur Reduzierung von Treibstoffverbrauch und Emissionen in der Luftfahrt (Airliners.de 2009). In Bild 8.2 ist ein Open-Rotor-Triebwerk abgebildet.

Boeing und die NASA gehen davon aus, dass das Flugzeug mit dem Truss-Braced Wing und dem Open-Rotor-Antrieb eine erhebliche Treibstoffeinsparung von bis zu 30 % im Vergleich zu den derzeit effizientesten Schmalrumpfflugzeugen wie der 737 Max erzielen wird (Sebayang 2023).

Die gewonnenen Erkenntnisse dieser Studie haben ein hohes Potenzial, den wissenschaftlichen Kontext der vorliegenden Masterarbeit zu erweitern und deren wissenschaftliche Argumentation zu stärken, indem sie neues wissenschaftliches Wissen liefern. Die Ergebnisse dieser Studie dienen als zusätzliche Belege für die Vorteile von abgestützten Flügeln hoher Spannweite und verdeutlichen die signifikante Verbesserung der Treibstoffeffizienz durch die Kombination aus dem Truss-Braced Wing und dem Open-Rotor-Antrieb.



Bild 8.1 Boeing X-66A (Boeing 2019)



Bild 8.2 Open-Rotor-Triebwerk (Airliners.de 2023a)

In Tabelle 8.1 sind verschiedene Flugzeugklassen aufgeführt, zusammen mit ihren Spannweitenbereichen und typischen Flugzeugtypen gemäß dem ICAO Aerodrome Reference Code. Der Code besteht aus einem Buchstaben, der den Flugzeugtyp repräsentiert, und einem zugehörigen zulässigen Spannweitenbereich.

Tabelle 8.1 Klassifizierung von Flugzeugen basierend auf Spannweitenbereichen und zugehörigen Flugzeugtypen gemäß dem ICAO Aerodrome Reference Code (Skybrary 2023)

Code	Spannweitenbereich	Typisches Flugzeug
A	< 15 m	PIPER PA-31/CESSNA 404 Titan
B	15 m, aber < 24 m	BOMBARDIER Regional Jet CRJ-200/DE HAVILLAND CANADA DHC-6
C	24 m, aber < 36 m	BOEING 737-700/AIRBUS A-320/EMBRAER ERJ 190-100
D	36 m, aber < 52 m	B767 Series/AIRBUS A-310
E	52 m, aber < 65 m	B777 Series/B787 Series/A330 Family
F	65 m, aber < 80 m	BOEING 747-8/AIRBUS A-380-800

Basierend auf den Ergebnissen dieser Arbeit und unter Berücksichtigung von Tabelle 8.1 empfiehlt sich die Nutzung einer Spannweite von 36 m bis 52 m entsprechend ICAO Code D. Dieser Schritt würde es ermöglichen, einen effizienten Flügel mit hoher Spannweite zu gestalten, um den zukünftigen Anforderungen und Herausforderungen der Luftfahrtindustrie gerecht zu werden.

Es geht nicht darum, die Spannweiten nach ICAO gemäß Tabelle 8.1 zu ändern, weil die Abstände der Flugsteige (gates) durch den Bau der Flughafengebäude nicht mehr zu ändern sind. Die verfügbare Anzahl an Code D Flugsteigen an den Flughäfen ist deutlich geringer als die Anzahl an Code C Flugsteigen. Eine vermehrte Nutzung von Code D Flugsteigen könnte zu Engpässen führen. Wenn jedoch der Luftverkehr weiterwächst und die Flughäfen entsprechen weiter ausgebaut werden, wäre es wichtig, keine Code C Flugsteige mehr zu bauen, sondern Code D Flugsteige, um der erwarteten Verlagerung von Code C auf Code D gerecht zu werden. So könnte die schrittweise Einführung von Kurz-/Mittelstreckenflugzeugen mit hoher Spannweite mit dem entsprechenden Ausbau der Flughäfen Hand-in-Hand-Gehen. Erwähnt werden muss, dass natürlich auch ein entsprechender Ausbau der Rollbahnen (taxiways) erforderlich sein wird.

9 Zusammenfassung und Ausblick

Diese Masterarbeit konzentrierte sich auf den einfachen Flügelentwurf, optimiert hinsichtlich Masse und Widerstand. Angesichts der komplexen Wechselwirkungen zwischen Aerodynamik und Struktur im Flugzeugdesign wurde ein multidisziplinärer Ansatz verfolgt. Dabei wurden Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf berücksichtigt, die verschiedene Parameter wie Nullauftriebswiderstand, Wellenwiderstand, induzierten Widerstand und Flügelmasse erfassen. Diese Gleichungen wurden in einer Excel-Tabellenkalkulation kombiniert, um ein Modell namens „Wing-MDO" zu erstellen.

Wing-MDO ist ein multidisziplinäres Designoptimierungsprogramm, das darauf abzielt, die Flügelparameter von Strahlverkehrsflugzeugen zu optimieren. Das Programm wurde in Microsoft Excel entwickelt und bietet zwei Methoden zur Schätzung der Flügelmasse: die Torenbeek-Methode und die LTH-Methode. Die LTH-Methode erfordert, dass bestimmte Parameterwerte innerhalb festgelegter Grenzen liegen. Die Optimierung der Flügelparameter erfolgt mithilfe des Excel Solvers, einem leistungsstarken Optimierungstool für multidisziplinäre Designoptimierung. Das Programm ermöglicht die Variation von Parametern, um klassische Kompromisse im Flügelentwurf zu untersuchen.

Wing-MDO existiert in zwei Versionen: Wing-MDO-1 konzentriert sich hauptsächlich auf die Minimierung des Widerstands, während Wing-MDO-2 die Herausforderungen bei der Minimierung der Abflugmasse bewältigt. In Wing-MDO-1 wird der Schneeballfaktor zur Berechnung der Flügelmassenänderung zwischen den Iterationen herangezogen, während Wing-MDO-2 den 1. Hauptsatz des Flugzeugentwurfs zur Abflugmasseberechnung verwendet und gleichzeitig den Schneeballfaktor einbezieht.

Im Abschnitt 6 wurde ein Vergleich zwischen den Ergebnissen von Wing-MDO und OPerA durchgeführt. Dabei wurde festgestellt, dass sowohl Wing-MDO als auch OPerA ähnliche Ergebnisse erzielten. Konkret ergab die Untersuchung, dass bei der Anwendung von Wing-MDO-1 zur Widerstandsminimierung eine optimale Spannweite von etwa 52,9 m erzielt wurde, während OPerA eine Spannweite von ungefähr 49,6 m erreichte, um die Kraftstoffmasse zu minimieren. Darüber hinaus führte die Anwendung von Wing-MDO-2 zur Minimierung der Abflugmasse zu einer Spannweite von etwa 36,65 m, während OPerA eine Spannweite von etwa 39,35 m zur Minimierung der direkten Betriebskosten (DOC) erzielte.

Es ist besonders wichtig zu beachten, dass der Parameter $k_{k,MG}$ so angepasst wurde, dass sowohl Wing-MDO-2 als auch OPerA bei der Minimierung der Abflugmasse eine identische Spannweite für einen freitragenden Flügel aufweisen.

Die Auswahl zwischen den Programmen (Wing-MDO-1, Wing-MDO-2 und OPerA) hängt von der spezifischen Zielfunktion ab. Wenn der Fokus auf der Minimierung des Widerstands liegt, könnte Wing-MDO-1 aufgrund seiner schnelleren Berechnungen bevorzugt werden.

Andererseits, wenn das Ziel darin besteht, die Abflugmasse zu minimieren, könnte Wing-MDO-2 genutzt werden. Wenn jedoch ein umfassender Flugzeugentwurf benötigt wird, der zahlreiche Iterationen und eine gründliche DOC-Berechnung erfordert, dann wäre die Verwendung von OPerA notwendig.

Diese Arbeit präsentierte eine umfassende Literaturübersicht mehrerer Studien, die die Methode der multidisziplinären Designoptimierung (MDO) zur Verbesserung des Flügeldesigns angewendet haben. Eine der relevanten Studien in diesem Kontext ist die Arbeit von Hoogervorst 2015, die als Referenz für den Vergleich der Ergebnisse mit Wing-MDO-1 herangezogen wurde.

Der Vergleich der Parameteroptimierung für das Flügeldesign, das auf der Flügelgeometrie des Airbus A320 basiert, zeigt, dass trotz der unterschiedlichen Ansätze von Wing-MDO-1 und der Arbeit von Hoogervorst 2015 vergleichbare Ergebnisse erzielt werden können. Ein Beispiel hierfür ist die halbe Spannweite: Während Wing-MDO-1 einen Wert von 21,26 m berechnet, wird in der Arbeit von Hoogervorst 2015 ein Wert von 19,57 m angegeben. Es ist jedoch erwähnenswert, dass die Optimierung durch Wing-MDO-1 im Vergleich zur Optimierung in der Studie von Hoogervorst 2015 zeitlich effizienter ist.

In dieser Studie wurde nachgewiesen, dass abgestützte Flügel im Vergleich zu freitragenden Flügeln einen geringeren Widerstand aufweisen. Diese Erkenntnis ist von herausragender Bedeutung für die Entwicklung zukünftiger Flugzeugkonzepte, insbesondere im Hinblick auf die Effizienzsteigerung durch den Einsatz von abgestützten Flügeln. Dies wird durch das innovative Konzept des „Transonic Truss-Braced Wing“ von Boeing, das als wegweisende Entwicklung für die nächste Generation von Flugzeugen gilt und in enger Zusammenarbeit mit der NASA vorangetrieben wird, nachdrücklich untermauert.

Abschnitt 8 zeigte, dass eine optimale Spannweite für die A320 zwischen 36 m und 52 m liegt, und somit in den ICAO Code D fällt. Das erfordert im Zusammenhang mit dem erwarteten Luftverkehrswachstum einen Ausbau von Flugsteigen nach ICAO Code D.

Diese Masterarbeit hilft beim Verständnis der Flügeloptimierung im Flugzeugentwurf. Sie verdeutlicht, dass es möglich ist, praxisgerechte und optimale Flügelparameter zu erzielen, indem statt numerischer Methoden ausschließlich Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf verwendet werden und der Flugzeugentwurf durch einen Schneeballfaktor (Mass Growth Factor) berücksichtigt wird.

Die vorgestellten Ergebnisse befinden sich in Einklang mit den Erkenntnissen der Flugzeugindustrie. Entsprechend können neue Flugzeuge effizienter und wirtschaftlicher gestaltet werden. Dies kann zu umweltfreundlicheren Flugzeugen führen, was in Zeiten steigender Umweltanforderungen von großer Bedeutung ist.

Zukünftige Forschungsbemühungen sollten darauf abzielen, den Parameter $k_{k,MG}$ so zu identifizieren, dass sowohl Wing-MDO-1 als auch Wing-MDO-2 vergleichbare Ergebnisse bei der Minimierung des Widerstands erzielen können. Parallel dazu ist die Identifikation anderer Werte für $k_{k,MG}$ erforderlich, um sicherzustellen, dass Wing-MDO-2 und OPerA vergleichbare Ergebnisse für verschiedene Flugzeugmodelle und eine Vielzahl von Parametern erzielen können, wobei nicht nur die Spannweite berücksichtigt wird. Darüber hinaus sollte eine detaillierte Analyse der Variation von $k_{k,MG}$ durchgeführt werden. Weiterhin könnte die Optimierung weiter verfeinert werden und die Integration von abgestützten Flügeln und effizienten Triebwerken in realen Flugzeugdesigns untersucht werden.

Literaturverzeichnis

AGARD, 1980. Multilingual Aeronautical Dictionary. Neuilly, France: Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD/NATO).
Verfügbar unter: http://MAD.ProfScholz.de
Archiviert als: https://bit.ly/AGARD-1980

AIRLINERS.DE, 2009. Neue Forschung am Open-Rotor. In: *Airliners.de*. Berlin: Neun Zeichen, 2009-05-07.
Verfügbar unter: https://www.airliners.de/neue-forschung-am-open-rotor/17997
Archiviert als: https://perma.cc/47MH-VQHW

AIRLINERS.DE, 2023a. Boeing-Testflugzeug X-66A bekommt Open-Rotor-Triebwerke. In: *Airliners.de*. Neun Zeichen, 2023-06-28.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3S4VRfR
Archiviert als: https://perma.cc/S7De-6qjd

AIRLINERS.DE, 2023b. Mit Open-Rotor-Antrieb: Airbus arbeitet am A320-Neo-Nachfolger. In: *Airliners.de*. Neun Zeichen, 2023-06-15.
Verfügbar unter: https://bit.ly/44uQ71F
Archiviert als: https://perma.cc/25CT-YSFZ

BARDAN, Roxana, 2023. *NASA Issues Award for Greener, More Fuel-Efficient Airliner of Future*. NASA
Verfügbar unter: https://go.nasa.gov/3QiFStn
Archiviert als: https://perma.cc/YMC7-QTNP

BOEING, 2019. *Spreading our wings: Boeing unveils new Transonic Truss-Braced Wing*.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3qXKqeP
Archiviert als: https://perma.cc/5KA2-7HG9

DORBATH, Felix; GAIDA, Ulf, 2013. *Large Civil Jet Transport (MTOM > 40 t) — Statistical Mass Estimation*. Luftfahrttechnisches Handbuch (LTH), MA 401 12-01 Issue B.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3Ef3SXv
Archiviert als: https://perma.cc/UF37-FSKP

EBNER, Ulrike, 2023. Transonic Truss-Braced Wing heißt nun X-66A. In: *Flugrevue,* 2023-06-13.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3RXVVxR
Archiviert als: https://perma.cc/BP9N-A8Z2

FERNANDES, Eurico, 2000. *Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf - Flügel, Leitwerk, Einsatzausrüstung -*. Theoretische Arbeit. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3S760c9
Archiviert als: https://perma.cc/SBZ9-KGPG

HOOGERVORST, Jan E.K., 2015. *Wing aerostructural optimization using the Individual Discipline Feasible architecture*. Master Thesis. Delft, The Netherlands: Delft University of Technology.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3QX7Nj5
Archiviert als: https://perma.cc/TG5V-4XRF

LUFTHANSA GROUP, 2023. *Airbus A320*.
Verfügbar unter: https://bit.ly/46Hw9C2
Archiviert als: https://perma.cc/X7XD-52E4

MARTINS, Joaquim R. R. A., LAMBE, Andrew B., 2013. *Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures.* Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).
Verfügbar unter: https://doi.org/10.2514/1.J051895
Open Access bei: https://fab.cba.mit.edu/classes/865.18/design/mdo/MDOSurvey.pdf
Archiviert als: https://perma.cc/G83G-KJXN

MICROSOFT, 2023. *Erkennen und Lösen eines Problems mithilfe von Solver.* Redmond, WA, USA: Microsoft Corporation.
Verfügbar unter: https://bit.ly/3OwtYv6
Archiviert als: https://perma.cc/FS2K-U9JF

NITA, Mihaela; SCHOLZ, Dieter, 2012. *Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters*. In: German Aerospace Congress (Berlin, 10.-12.09.2012). Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR).
Verfügbar unter: https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:101:1-201212176728

NITA, Mihaela Florentina, 2013. *Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization.* Dissertation. München: Verlag Dr. Hut.
Verfügbar unter: https://purl.org/aero/NITA_DISS_2013

PAPE, Arlind, 2018. *Analyse der neuen LTH-Methode zur Massenschätzung von Flugzeugbaugruppen*. Projekt. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
Verfügbar unter: https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2018-07-04.011

SCHOLZ, Dieter, 1997. *MAEFISTO - Multidisciplinary Aircraft Design in the Industrial Environment*. Abschlussbericht. Neu Wulmstorf: Ingenieurbüro Dieter Scholz.
Verfügbar unter: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/paper/Bericht_2-97.pdf

SCHOLZ, Dieter, 2005. *Flugzeugentwurf*. Vorlesungsskript. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
Verfügbar unter: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/skriptFEs/SkriptFE.html (Passwort erforderlich)

SCHOLZ, Dieter, 2015. *Aircraft Design*. Lecture Notes. Hamburg University of Applied Sciences.
Verfügbar unter: http://lectureNotes.AircraftDesign.org

SCHOLZ, Dieter, 2020. *Understanding the Aircraft Mass Growth and Reduction Factor*. 15th European Workshop on Aircraft Design Education (EWADE/READ, Rzeszow/Online, 21.-22.10.2020). Rzeszow, Poland: University of Rzeszow.
Verfügbar unter: https://doi.org/10.5281/zenodo.4159258

SCHOLZ, Dieter, 2022. *Drag Estimation*. Memo. Hamburg University of Applied Sciences.
Verfügbar unter: https://purl.org/aero/M2022-10-28

SEBAYANG, Andreas, 2023. Boeing und Nasa wollen "Sustainable Flight Demonstrator" bis 2030 in die Luft bringen. In: *Airliners.de*. Berlin: Neun Zeichen, 2023-01-19.
Verfügbar unter: https://bit.ly/48Wf09H
Archiviert als: https://perma.cc/2LJX-UL8G

SKYBRARY, 2023. *ICAO Aerodrome Reference Code*.
Verfügbar unter: https://skybrary.aero/articles/icao-aerodrome-reference-code
Archiviert als: https://perma.cc/HA9N-8DSR

TORENBEEK, Egbert, 1982. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. The Netherlands: Springer.
Verfügbar unter: https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4
Open Access bei: https://bit.ly/3QkhoQA
Archiviert als: https://perma.cc/8FFK-NUET

WIKIPEDIA, 2023a. *Payload*.
Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Payload
Archiviert als: https://perma.cc/4U45-7Y5J

WIKIPEDIA, 2023b. *Nullauftriebswiderstand*.
Verfügbar unter: https://de.wikipedia.org/wiki/Nullauftriebswiderstand
Archiviert als: https://perma.cc/L6SQ-MUR6

WIKIPEDIA, 2023c. *Snowball effect*.
Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Snowball_effect
Archiviert als: https://perma.cc/R6SF-GFDM

WIKIPEDIA, 2023d. *Design*.
Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Design
Archiviert als: https://perma.cc/LSA9-M9R2

WIKIPEDIA, 2023e. *Mass*.
Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Mass#cite_note-1
Archiviert als: https://perma.cc/WKS2-FGRV

WIKIPEDIA, 2023f. *Optimum*.
Verfügbar unter: https://bit.ly/44BQ582
Archiviert als: https://perma.cc/A2K5-UJ95

WUNDERLICH, Tobias, 2013. *Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität.* Forschungsbericht. Braunschweig: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR).
Verfügbar unter: https://bit.ly/3rF7Fu3
Archiviert als: https://perma.cc/AER5-22BS

Anhang A Flugzeugdaten für A320-200

Parameter	Wert	Einheit	Quelle
b_{given}	34,1	m	Excel-Tabelle für OPerA
t/c	0,12	-	Excel-Tabelle für OPerA
x_t	0,45	-	Excel-Tabelle für OPerA
$k_{t/c}$	1,3	-	Scholz 2015
λ	0,213	-	Excel-Tabelle für OPerA
φ_{25}	25	°	Excel-Tabelle für OPerA
d_F	4,04	m	Excel-Tabelle für OPerA
m_{MTO}	73500	kg	Excel-Tabelle für OPerA
m_{OE}	41244	kg	Excel-Tabelle für OPerA
m_{MZF}	60500	kg	Excel-Tabelle für OPerA
m_{MTO}/S_w	600,49	kg/m2	Excel-Tabelle für OPerA
m_W	5902	kg	Fernandes 2000
M	0,76	-	Excel-Tabelle für OPerA
H	39000	ft	Excel-Tabelle für OPerA
$k_{laminar}$	0,2	-	Scholz 2015
Q	1	-	Scholz 2015
Flügel mit Spoilern	ja	-	Excel-Tabelle für OPerA
Anzahl der Triebwerke am Flügel	2	-	Excel-Tabelle für OPerA
Fahrwerk am Flügel montiert	nein	-	Excel-Tabelle für OPerA
$C_{D0,std}$	0,0200	-	Scholz 2015
$C_{D0,W,std}$	0,0067	-	Excel-Tabelle für OPerA
$\Delta C_{D,W,std}$	0,0020	-	Scholz 2015

Anhang B Datentabellen von Parametervariationen für freitragende und abgestützte Flügel

freitragende Flügel									
b_{given} [m]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m²]	$m_{W,new}$ [kg]	e [-]	$C_{D,i}$ [-]	$C_{D0,W}$ [-]	C_D [-]	D [N]
34	9,0270	76899,2497	128,0608	6789,6104	0,7634	0,0253	0,0056	0,0319	32507
35,8	9,7568	78879,5518	131,3586	7303,5587	0,7606	0,0235	0,0056	0,0302	31517
37,6	10,4910	80921,7127	134,7594	7830,7166	0,7575	0,0220	0,0057	0,0287	30724
39,4	11,2272	83028,4900	138,2679	8371,2045	0,7542	0,0206	0,0057	0,0274	30096
41,2	11,9632	85202,9085	141,8889	8925,1634	0,7507	0,0194	0,0058	0,0262	29607
43	12,6967	87448,2594	145,6281	9492,7525	0,7470	0,0184	0,0058	0,0252	29238
44,8	13,4258	89768,1036	149,4914	10074,1468	0,7433	0,0175	0,0059	0,0244	28974
46,6	14,1483	92166,2789	153,4851	10669,5363	0,7396	0,0167	0,0059	0,0236	28803
48,4	14,8624	94646,9090	157,6161	11279,1246	0,7359	0,0160	0,0059	0,0229	28715
50,2	15,5662	97214,4155	161,8918	11903,1287	0,7321	0,0153	0,0060	0,0223	28702
52	16,2578	99873,5315	166,3200	12541,7780	0,7284	0,0147	0,0060	0,0217	28758
53,8	16,9355	102629,3179	170,9092	13195,3140	0,7248	0,0142	0,0060	0,0212	28878
55,6	17,5977	105487,1810	175,6684	13863,9904	0,7213	0,0138	0,0060	0,0208	29057
57,4	18,2427	108452,8935	180,6073	14548,0724	0,7178	0,0133	0,0060	0,0204	29294
59,2	18,8689	111532,6162	185,7359	15247,8372	0,7145	0,0129	0,0061	0,0200	29586
61	19,4750	114732,9240	191,0654	15963,5732	0,7113	0,0126	0,0061	0,0197	29931
62,8	20,0595	118060,8323	196,6074	16695,5805	0,7082	0,0123	0,0061	0,0194	30328
64,6	20,6210	121523,8286	202,3744	17444,1708	0,7053	0,0120	0,0061	0,0191	30777
66,4	21,1583	125129,9048	208,3796	18209,6672	0,7025	0,0117	0,0061	0,0189	31277
68,2	21,6702	128887,5945	214,6373	18992,4046	0,6999	0,0115	0,0061	0,0186	31830
70	22,1556	132806,0128	221,1627	19792,7296	0,6974	0,0113	0,0061	0,0184	32434

abgestützte Flügel									
b_{given} [m]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	e [-]	$C_{D,i}$ [-]	$C_{D0,W}$ [-]	C_D [-]	D [N]
34	10,2098	67989,9123	113,2240	4452,9848	0,7555	0,0226	0,0057	0,0293	26410
35,8	11,1162	69233,1450	115,2944	4780,6681	0,7515	0,0209	0,0057	0,0277	25365
37,6	12,0410	70504,8097	117,4121	5115,4870	0,7472	0,0194	0,0058	0,0262	24497
39,4	12,9820	71805,4453	119,5780	5457,4366	0,7425	0,0181	0,0059	0,0250	23775
41,2	13,9371	73135,6805	121,7933	5806,5234	0,7376	0,0170	0,0059	0,0239	23175
43	14,9042	74496,2271	124,0590	6162,7637	0,7325	0,0160	0,0060	0,0230	22679
44,8	15,8814	75887,8771	126,3765	6526,1821	0,7273	0,0151	0,0060	0,0221	22269
46,6	16,8668	77311,4991	128,7473	6896,8103	0,7219	0,0143	0,0061	0,0214	21936
48,4	17,8586	78768,0376	131,1729	7274,6867	0,7165	0,0136	0,0061	0,0208	21668
50,2	18,8548	80258,5122	133,6550	7659,8558	0,7111	0,0130	0,0061	0,0202	21457
52	19,8538	81784,0173	136,1954	8052,3673	0,7057	0,0125	0,0062	0,0197	21297
53,8	20,8539	83345,7232	138,7961	8452,2762	0,7002	0,0120	0,0062	0,0192	21182
55,6	21,8534	84944,8763	141,4592	8859,6425	0,6948	0,0115	0,0062	0,0188	21108
57,4	22,8506	86582,8007	144,1869	9274,5307	0,6894	0,0111	0,0063	0,0184	21071
59,2	23,8441	88260,9001	146,9814	9697,0096	0,6841	0,0107	0,0063	0,0180	21067
61	24,8323	89980,6591	149,8453	10127,1525	0,6789	0,0104	0,0063	0,0177	21094
62,8	25,8136	91743,6458	152,7813	10565,0367	0,6738	0,0100	0,0063	0,0174	21150
64,6	26,7868	93551,5141	155,7919	11010,7434	0,6687	0,0097	0,0064	0,0171	21232
66,4	27,7502	95406,0069	158,8802	11464,3580	0,6638	0,0095	0,0064	0,0169	21339
68,2	28,7026	97308,9587	162,0492	11925,9694	0,6589	0,0092	0,0064	0,0167	21470
70	29,6427	99262,2992	165,3021	12395,6705	0,6542	0,0090	0,0064	0,0164	21623

freitragende Flügel

t/c [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0,1	8,8818	78616,1599	130,9200	7235,3505	0,0320	33342
0,105	8,9320	78174,9299	130,1852	7120,9834	0,0319	33085
0,11	8,9794	77761,6764	129,4970	7013,7504	0,0319	32851
0,115	9,0245	77373,4398	128,8505	6912,9079	0,0318	32639
0,12	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0318	32446
0,125	9,1082	76662,2362	127,6661	6727,9310	0,0318	32270
0,13	9,1472	76335,1948	127,1215	6642,7676	0,0318	32111
0,135	9,1846	76024,9126	126,6048	6561,9102	0,0317	31968
0,14	9,2203	75729,9423	126,1135	6484,9917	0,0317	31839
0,145	9,2547	75449,0089	125,6457	6411,6881	0,0317	31724
0,15	9,2877	75180,9833	125,1994	6341,7122	0,0317	31622
0,155	9,3194	74924,8618	124,7728	6274,8082	0,0318	31533
0,16	9,3500	74679,7486	124,3646	6210,7475	0,0318	31456
0,165	9,3795	74444,8409	123,9734	6149,3251	0,0318	31390
0,17	9,4080	74219,4171	123,5980	6090,3565	0,0319	31337
0,175	9,4355	74002,8261	123,2374	6033,6749	0,0319	31295
0,18	9,4622	73794,4789	122,8904	5979,1295	0,0320	31264
0,185	9,4880	73593,8410	122,5563	5926,5830	0,0320	31245
0,19	9,5130	73400,4259	122,2342	5875,9107	0,0321	31236
0,195	9,5372	73213,7899	121,9234	5826,9984	0,0322	31239
0,2	9,5608	73033,5273	121,6232	5779,7418	0,0323	31253

abgestützte Flügel

t/c [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0,1	10,1096	69068,3559	115,0200	4737,2515	0,0292	26763
0,105	10,1503	68791,9115	114,5596	4664,4043	0,0292	26640
0,11	10,1887	68532,5512	114,1277	4596,0453	0,0292	26531
0,115	10,2251	68288,5020	113,7213	4531,7106	0,0292	26433
0,12	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0292	26347
0,125	10,2926	67840,4598	112,9751	4413,5752	0,0292	26271
0,13	10,3240	67634,0110	112,6313	4359,1310	0,0292	26205
0,135	10,3541	67437,8984	112,3047	4307,4077	0,0293	26149
0,14	10,3828	67251,2451	111,9939	4258,1750	0,0293	26102
0,145	10,4103	67073,2767	111,6975	4211,2297	0,0293	26064
0,15	10,4368	66903,3066	111,4145	4166,3916	0,0294	26034
0,155	10,4622	66740,7232	111,1437	4123,4998	0,0294	26013
0,16	10,4867	66584,9796	110,8844	4082,4107	0,0295	26000
0,165	10,5103	66435,5852	110,6356	4042,9953	0,0295	25996
0,17	10,5330	66292,0982	110,3966	4005,1374	0,0296	26000
0,175	10,5550	66154,1194	110,1669	3968,7320	0,0297	26012
0,18	10,5762	66021,2872	109,9457	3933,6838	0,0298	26032
0,185	10,5968	65893,2730	109,7325	3899,9065	0,0299	26060
0,19	10,6167	65769,7774	109,5268	3867,3212	0,0300	26097
0,195	10,6360	65650,5270	109,3282	3835,8559	0,0301	26143
0,2	10,6547	65535,2714	109,1363	3805,4447	0,0302	26198

freitragende Flügel						
λ [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0	9,2965	75109,8761	125,0809	6323,1411	0,0315	31317
0,05	9,2389	75577,8174	125,8602	6445,3034	0,0314	31488
0,1	9,1838	76031,2454	126,6153	6563,5611	0,0315	31726
0,15	9,1310	76471,1757	127,3479	6678,1855	0,0316	32018
0,2	9,0802	76898,5299	128,0596	6789,4232	0,0318	32353
0,25	9,0314	77314,1446	128,7517	6897,4978	0,0319	32720
0,3	8,9844	77718,7792	129,4256	7002,6128	0,0322	33111
0,35	8,9390	78113,1246	130,0823	7104,9530	0,0324	33518
0,4	8,8952	78497,8104	130,7229	7204,6871	0,0326	33934
0,45	8,8529	78873,4106	131,3484	7301,9690	0,0329	34355
0,5	8,8119	79240,4507	131,9596	7396,9393	0,0331	34778
0,55	8,7721	79599,4117	132,5574	7489,7273	0,0334	35202
0,6	8,7336	79950,7353	133,1424	7580,4513	0,0336	35626
0,65	8,6962	80294,8279	133,7155	7669,2204	0,0339	36052
0,7	8,6598	80632,0638	134,2771	7756,1350	0,0342	36485
0,75	8,6244	80962,7890	134,8278	7841,2882	0,0344	36929
0,8	8,5900	81287,3233	135,3683	7924,7657	0,0347	37392
0,85	8,5564	81605,9632	135,8989	8006,6472	0,0350	37884
0,9	8,5237	81918,9839	136,4202	8087,0067	0,0354	38415
0,95	8,4918	82226,6415	136,9325	8165,9130	0,0358	38998
1	8,4607	82529,1745	137,4363	8243,4304	0,0363	39648

abgestützte Flügel						
λ [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0	10,4438	66858,1843	111,3393	4154,4879	0,0291	25767
0,05	10,3977	67154,8994	111,8335	4232,7609	0,0290	25816
0,1	10,3534	67441,9034	112,3114	4308,4640	0,0290	25927
0,15	10,3109	67719,8826	112,7743	4381,7776	0,0291	26088
0,2	10,2701	67989,4587	113,2233	4452,8652	0,0292	26289
0,25	10,2307	68251,1954	113,6591	4521,8751	0,0293	26520
0,3	10,1927	68505,6040	114,0828	4588,9422	0,0295	26773
0,35	10,1560	68753,1494	114,4950	4654,1887	0,0297	27041
0,4	10,1205	68994,2544	114,8966	4717,7262	0,0299	27319
0,45	10,0861	69229,3048	115,2880	4779,6564	0,0301	27601
0,5	10,0528	69458,6529	115,6699	4840,0723	0,0303	27886
0,55	10,0205	69682,6216	116,0429	4899,0591	0,0305	28173
0,6	9,9891	69901,5068	116,4074	4956,6950	0,0307	28460
0,65	9,9586	70115,5807	116,7639	5013,0518	0,0310	28750
0,7	9,9290	70325,0941	117,1128	5068,1958	0,0312	29047
0,75	9,9001	70530,2784	117,4545	5122,1882	0,0314	29354
0,8	9,8719	70731,3477	117,7893	5175,0856	0,0317	29678
0,85	9,8445	70928,5000	118,1177	5226,9404	0,0320	30026
0,9	9,8177	71121,9195	118,4398	5277,8012	0,0323	30410
0,95	9,7916	71311,7772	118,7559	5327,7134	0,0326	30839
1	9,7661	71498,2323	119,0664	5376,7191	0,0331	31327

freitragende Flügel						
φ_{25} [°]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0	9,2913	75151,8197	125,1508	6334,0959	0,0326	32441
2,5	9,2975	75101,3653	125,0668	6320,9181	0,0323	32123
5	9,2979	75098,3980	125,0618	6320,1431	0,0321	31913
7,5	9,2923	75143,7430	125,1373	6331,9865	0,0319	31788
10	9,2805	75238,7590	125,2956	6356,7996	0,0318	31731
12,5	9,2625	75385,3723	125,5397	6395,0775	0,0318	31731
15	9,2379	75586,1270	125,8740	6447,4717	0,0317	31781
17,5	9,2064	75844,2551	126,3039	6514,8066	0,0317	31878
20	9,1678	76163,7695	126,8360	6598,1023	0,0317	32020
22,5	9,1216	76549,5871	127,4785	6698,6037	0,0318	32208
25	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0318	32446
27,5	9,0045	77545,3189	129,1367	6957,5645	0,0319	32737
30	8,9324	78171,2709	130,1791	7120,0345	0,0319	33088
32,5	8,8503	78896,2246	131,3864	7307,8747	0,0321	33507
35	8,7574	79733,2215	132,7802	7524,2922	0,0322	34006
37,5	8,6527	80698,2886	134,3874	7773,1929	0,0324	34597
40	8,5350	81811,2846	136,2408	8059,3666	0,0326	35299
42,5	8,4029	83097,0648	138,3821	8388,7365	0,0328	36133
45	8,2549	84587,1101	140,8634	8768,6989	0,0331	37128
47,5	8,0890	86321,8528	143,7523	9208,5965	0,0335	38322
50	7,9029	88354,0703	147,1366	9720,3873	0,0340	39766

abgestützte Flügel						
φ_{25} [°]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0	10,4397	66884,8018	111,3837	4161,5099	0,0302	26765
2,5	10,4447	66852,7828	111,3303	4153,0629	0,0299	26493
5	10,4450	66850,8996	111,3272	4152,5661	0,0297	26307
7,5	10,4405	66879,6767	111,3751	4160,1578	0,0296	26185
10	10,4311	66939,9602	111,4755	4176,0610	0,0294	26113
12,5	10,4166	67032,9370	111,6304	4200,5883	0,0294	26080
15	10,3969	67160,1636	111,8422	4234,1495	0,0293	26079
17,5	10,3716	67323,6059	112,1144	4277,2617	0,0293	26107
20	10,3406	67525,6916	112,4509	4330,5631	0,0292	26161
22,5	10,3034	67769,3784	112,8568	4394,8305	0,0292	26241
25	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0292	26347
27,5	10,2089	68396,5932	113,9013	4560,2062	0,0292	26481
30	10,1506	68789,6170	114,5558	4663,7996	0,0292	26646
32,5	10,0841	69243,5702	115,3117	4783,4147	0,0293	26846
35	10,0085	69766,0263	116,1818	4921,0224	0,0293	27087
37,5	9,9232	70366,2030	117,1813	5079,0142	0,0294	27376
40	9,8269	71055,3994	118,3290	5260,3107	0,0294	27719
42,5	9,7186	71847,5864	119,6482	5468,5061	0,0296	28129
45	9,5967	72760,2171	121,1680	5708,0656	0,0297	28619
47,5	9,4595	73815,3600	122,9252	5984,5971	0,0299	29205
50	9,3050	75041,3133	124,9668	6305,2320	0,0301	29910

m_{MTO}/S_W [kg/m²]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m²]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
freitragende Flügel						
400	6,0642	76700,1161	191,7503	6737,7910	0,0225	34382
420	6,3639	76742,4560	182,7201	6748,8109	0,0234	34083
440	6,6635	76781,3905	174,5032	6758,9435	0,0244	33816
460	6,9632	76817,3071	166,9941	6768,2899	0,0253	33577
480	7,2628	76850,5382	160,1053	6776,9367	0,0262	33361
500	7,5624	76881,3698	153,7627	6784,9586	0,0271	33167
520	7,8619	76910,0494	147,9039	6792,4201	0,0280	32992
540	8,1615	76936,7924	142,4755	6799,3773	0,0290	32835
560	8,4610	76961,7863	137,4318	6805,8790	0,0299	32693
580	8,7605	76985,1958	132,7331	6811,9682	0,0308	32564
600	9,0600	77007,1656	128,3453	6817,6827	0,0318	32448
620	9,3595	77027,8235	124,2384	6823,0556	0,0327	32344
640	9,6590	77047,2827	120,3864	6828,1165	0,0337	32250
660	9,9585	77065,6440	116,7661	6832,8917	0,0346	32166
680	10,2579	77082,9972	113,3573	6837,4045	0,0356	32090
700	10,5574	77099,4225	110,1420	6841,6758	0,0365	32022
720	10,8568	77114,9920	107,1042	6845,7245	0,0375	31962
740	11,1563	77129,7707	104,2294	6849,5673	0,0385	31909
760	11,4557	77143,8169	101,5050	6853,2196	0,0395	31862
780	11,7551	77157,1836	98,9195	6856,6950	0,0404	31821
800	12,0545	77169,9187	96,4624	6860,0062	0,0414	31785
abgestützte Flügel						
m_{MTO}/S_W [kg/m²]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m²]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
400	6,8537	67864,3549	169,6609	4419,8764	0,0209	28157
420	7,1936	67891,0592	161,6454	4426,9183	0,0217	27878
440	7,5334	67915,6117	154,3537	4433,3926	0,0225	27629
460	7,8732	67938,2579	147,6919	4439,3642	0,0233	27406
480	8,2130	67959,2078	141,5817	4444,8885	0,0242	27205
500	8,5528	67978,6427	135,9573	4450,0132	0,0250	27023
520	8,8925	67996,7189	130,7629	4454,7796	0,0258	26860
540	9,2322	68013,5727	125,9511	4459,2235	0,0267	26712
560	9,5720	68029,3226	121,4809	4463,3764	0,0275	26579
580	9,9117	68044,0726	117,3174	4467,2657	0,0283	26458
600	10,2514	68057,9143	113,4299	4470,9153	0,0292	26349
620	10,5910	68070,9283	109,7918	4474,3467	0,0301	26251
640	10,9307	68083,1862	106,3800	4477,5788	0,0309	26162
660	11,2704	68094,7517	103,1739	4480,6282	0,0318	26082
680	11,6101	68105,6813	100,1554	4483,5100	0,0326	26010
700	11,9497	68116,0259	97,3086	4486,2375	0,0335	25946
720	12,2894	68125,8310	94,6192	4488,8227	0,0344	25888
740	12,6290	68135,1374	92,0745	4491,2764	0,0353	25837
760	12,9687	68143,9820	89,6631	4493,6084	0,0362	25792
780	13,3083	68152,3984	87,3749	4495,8274	0,0370	25752
800	13,6479	68160,4166	85,2005	4497,9415	0,0379	25717

freitragende Flügel						
M [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0,6	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0606	38555
0,612	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0565	37396
0,624	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0528	36331
0,636	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0495	35357
0,648	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0465	34475
0,66	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0438	33685
0,672	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0414	32992
0,684	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0392	32403
0,696	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0373	31928
0,708	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0357	31585
0,72	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0343	31395
0,732	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0332	31392
0,744	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0323	31626
0,756	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0319	32174
0,768	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0318	33159
0,78	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0324	34793
0,792	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0338	37472
0,804	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0368	42035
0,816	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0430	50618
0,828	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,0585	70795
0,84	9,0674	77007,68711	128,2414	6817,8183	0,1318	164262

abgestützte Flügel						
M [-]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
0,6	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0549	30840
0,612	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0512	29945
0,624	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0479	29123
0,636	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0449	28374
0,648	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0423	27698
0,66	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0398	27096
0,672	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0377	26571
0,684	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0358	26129
0,696	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0341	25779
0,708	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0326	25533
0,72	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0314	25410
0,732	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0304	25436
0,744	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0297	25653
0,756	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0293	26120
0,768	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0293	26936
0,78	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0298	28272
0,792	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0311	30442
0,804	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0338	34117
0,816	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0394	41001
0,828	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,0534	57121
0,84	10,2597	68058,24282	113,3378	4471,0020	0,1193	131421

freitragende Flügel						
H [m]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
6096	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0105	25334
6477	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0110	25247
6858	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0116	25224
7239	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0123	25267
7620	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0130	25379
8001	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0138	25561
8382	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0148	25818
8763	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0158	26152
9144	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0170	26568
9525	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0184	27071
9906	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0199	27664
10287	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0216	28353
10668	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0236	29144
11049	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0258	30046
11430	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0283	31072
11811	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0312	32206
12192	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0344	33451
12573	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0380	34814
12954	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0421	36299
13335	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0467	37913
13716	9,0674	77007,6871	128,2414	6817,8183	0,0519	39660

abgestützte Flügel						
H [m]	A_{new} [-]	$m_{MTO,new}$ [kg]	$S_{W,new}$ [m^2]	$m_{W,new}$ [kg]	C_D [-]	D [N]
6096	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0101	21567
6477	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0106	21427
6858	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0111	21339
7239	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0117	21305
7620	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0124	21329
8001	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0131	21411
8382	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0140	21554
8763	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0149	21760
9144	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0160	22034
9525	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0172	22378
9906	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0185	22795
10287	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0201	23291
10668	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0218	23869
11049	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0238	24537
11430	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0261	25307
11811	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0287	26164
12192	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0315	27112
12573	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0348	28155
12954	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0384	29296
13335	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0426	30540
13716	10,2597	68058,2428	113,3378	4471,0020	0,0472	31893